

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

**Certifikační zkoušky a změna konstrukční
filozofie L 410 NG**

Certification Tests of L 410 NG and Change
of Constructional Philosophy

Student:

Jan Říčka

Vedoucí práce:

Mgr. Karel Szydłowski

VŠB - Technická univerzita Ostrava
Fakulta strojní
Institut dopravy

Zadání bakalářské práce

Student: **Jan Říčka**
Studijní program: B3712 Technologie letecké dopravy
Studijní obor: 3708R038 Technologie údržby letecké techniky
Téma: **Certifikační zkoušky a změna konstrukční filozofie L410 NG**
Certification Tests of L410 NG and Change of Constructional Philosophy
Jazyk vypracování: čeština

Zásady pro vypracování:

Cíl práce:

Analyzovat přínosy změny konstrukční filozofie pro letoun L410 NG.

Osnova práce:

1. Úvod – motivace k řešení.
2. Charakteristika používaných filozofií při konstrukci letadel.
3. Charakteristika změn konstrukční filozofie na letounu L410 NG.
4. Charakteristika certifikačních zkoušek L410 NG.
5. Zhodnocení přínosů zavedení změny konstrukční filozofie.
6. Závěr.

Seznam doporučené odborné literatury:

BENT, L. J. Practical Airframe Fatigue and Damage Tolerance. Coylton, Scotland: Sigma K, 2010. ISBN 978-0-9565174-0-1.

KAHÁNEK, Václav. Únavová životnost letadlových konstrukcí. Vydavatelství technické a ekonomické literatury Bratislava, 1977.

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **Mgr. Karel Szydłowski**

Datum zadání: 20.12.2019

Datum odevzdání: 18.05.2020



prof. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry



prof. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V práci jsem použil interní informace získané od firmy Aircraft Industries, a.s. Na Záhonech 1177,686 04 Kunovice.

V Ostravě dne 12. května 2020.



.....
Podpis studenta

Prohlašuji, že:

- jsem si vědom, že na tuto moji závěrečnou bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb. Zákon o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (dále jen Autorský zákon), zejména § 35 (Užití díla v rámci občanských či náboženských obřadů nebo v rámci úředních akcí pořádaných orgány veřejné správy, v rámci školních představení a užití díla školního) a § 60 (Školní dílo),
- beru na vědomí, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo užít tuto závěrečnou bakalářskou práci nekomerčně ke své vnitřní potřebě (§ 35 odst. 3 Autorského zákona),
- bude-li požadováno, jeden výtisk této bakalářské práce bude uložen u vedoucího práce,
- s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 Autorského zákona,
- užít toto své dílo, nebo poskytnout licenci k jejímu využití, mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše),
- beru na vědomí, že - podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů - že tato bakalářská práce bude před obhajobou zveřejněna na pracovišti vedoucího práce, a v elektronické podobě uložena a po obhajobě zveřejněna v Ústřední knihovně VŠB-TUO, a to bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě dne 12. května 2020.



.....
Podpis autora práce

Jméno a příjmení autora práce:

Jan Říčka

Adresa trvalého pobytu autora práce:

Nová 1664, 742 58 Příbor

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

ŘÍČKA, J. *Certifikační zkoušky a změna konstrukční filozofie L 410 NG: bakalářská práce*. Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2020, 59 s. Vedoucí práce: Szydlowski, K.

Bakalářská práce se zabývá změnou konstrukční filozofie letounu L 410 NG. Úvod práce je věnován historickému vývoji únavové životnosti a jeho vlivu na konstrukční filozofie používané při výrobě letadel. V dalších kapitolách práce jsou detailně rozpracovány jednotlivé konstrukční změny letounu a charakteristika zátěžových zkoušek, které jsou součástí certifikačního procesu. Závěr práce je věnován přínosům jednotlivých konstrukčních změn.

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

ŘÍČKA, J. *Certification Tests of L 410 NG and Change of Constructional Philosophy: Bachelor thesis*. Ostrava: VŠB – Technical University of Ostrava, The Institute of Transport, 2020, 59 p. Thesis head: Szydlowski, K.

The Bachelor thesis deals with the change of constructional philosophy of the L 410 NG aircraft. The introduction contains historical evolution of fatigue life and its influence on Constructional philosophies used in manufacture of aircraft. Individual design changes of the aircraft and the characteristics of the stress test, which are part of the Certification process, are elaborated in the next chapters. The conclusion of the thesis is devoted to the benefits of individual design changes.

Obsah

1	Úvod	12
2	Charakteristika používaných filozofií při konstrukci letadel	13
2.1	Únavová životnost.....	13
2.1.1	Historie vzniku únavové životnosti	14
2.1.2	Únavové poruchy	15
2.1.3	Widespread Fatigue Damage (WFD) – Rozsáhle únavové poškození.....	16
2.2	Konstrukce bezpečná po poruše – FAIL SAFE	17
2.3	Konstrukce s bezpečným životem – SAFE LIFE	17
2.4	Konstrukce s přípustným poškozením – DAMAGE TOLERANCE.....	18
2.4.1	Certifikační předpisy DAMAGE TOLERANCE	19
3	Charakteristika změn konstrukční filozofie na letounu L 410 NG.....	20
3.1	Modifikace přistávacího zařízení	20
3.2	Lokální zesílení trupových a ocasních jednotek	20
3.2.1	Modifikace příček č.12 a č.14 zahrnující modifikaci závěsů křídla	21
3.2.2	Zesílení zadní části trupu pomocí dalších podélníků.....	22
3.2.3	Zesílení podélníků pod podlahovými mřížkami ve střední části trupu.....	23
3.3	Instalace motorů GE H85-200 BC04	23
3.4	Prodloužení přední části trupu	24
3.4.1	Výměna a modifikace avioniky a elektroinstalace	25
3.4.2	Přemístění snímačů statického tlaku.....	26
3.5	Rekonstrukce křídla	26
3.5.1	Rekonstrukce palivového systému křídla	29
3.5.2	Výměna systémů řízení motoru a vrtule	30
3.5.3	Změny elektrického vedení v křídlech.....	31
3.5.4	Modifikace odmrazovacího systému křídla pro distribuci tlaku vzduchu	32
3.5.5	Modifikace systému řízení křidélek	32
3.5.6	Modifikace systému řízení klapek	32

3.5.7	Přemístění hydraulické nádrže do střední části křídla	33
3.6	Instalace systému Garmin G3000 – Glass cockpit.....	33
4	Charakteristika certifikačních zkoušek L410 NG.....	39
4.1	Testy materiálových charakteristik vzorku	39
4.2	Zkouška vzorků proměnlivou amplitudou zatížení.....	40
4.3	Testy komponentů s konstantní amplitudou zatížení	42
4.3.1	Test nosníku hlavního přistávacího zařízení L 410 NG	42
4.3.2	Test smykového spoje spodní části křídla	44
4.3.3	Test závěsu klapky na trupu L410 NG	48
4.4	Testy komponentů s proměnlivou amplitudou zatížení	51
4.4.1	Spodní integrální panel s počátečním defektem v potahu	51
4.4.2	Spodní integrální panel s počátečním defektem v podélném nosníku.....	53
4.4.3	Sestavený panel s počátečním defektem v potahu.....	54
4.5	Zkoušky únavové životnosti v plném měřítku	56
4.5.1	Test křídla a střední části trupu letounu L 410 NG.....	56
4.5.2	Hlavní přistávací zařízení letounu L 410 NG	59
4.5.3	Test příďového přistávacího zařízení letounu L 410 NG	60
5	Zhodnocení přínosů zavedení změny konstrukční filozofie.....	62
5.1	L 410 NG.....	64
6	Závěr.....	70

Seznam zkratek

CS	Certification Specifications	Certifikační požadavky
DC	Direct current	Stejnoseměrný proud
EASA	European Aviation Safety Agency	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Elektronický letový informační systém
FAA	Federal Aviation Administration	Federální letecký úřad
FAR	Federal Aviation Regulations	Federální letecké nařízení
IAS	Indicated Airspeed	Indikovaná vzdušná rychlost
LED	Light-Emitting Diode	Elektroluminiscenční dioda
LOV	Limit of Validity	Limit platnosti
LH	Left Hand	Levá ruka
LRU	Line-Replaceable Unit	Vyměnitelná jednotka
MED	Multi-Element Damage	Víceprvkové poškození
MFD	Multi-Function Display	Multifunkční obrazovka
MLW	Maximum Landing Weight	Maximální přistávací hmotnost
MKP	-	Metoda konečných prvků
MTOW	Maximum Take-off Weight	Maximální vzletová Hmotnost
MSD	Multi-Site Damage	Poškození na více místech
PFD	Primary Flight Display	Primární letová obrazovka
PVDF	Polyvinylidenfluorid	Polyvinylidenfluorid
RH	Right Hand	Pravá ruka
TAS	True Airspeed	Pravá vzdušná rychlost

WFD

Widespread Fatigue Damage

Rozsáhlé únavové poškození

Seznam obrázků

Obrázek 1 – Určení optimální životnosti [3]	14
Obrázek 2 - Interakce čtyř základních faktorů ovlivňující únavovou pevnost [10]	16
Obrázek 3 - Předpokládané počáteční trhliny [1]	19
Obrázek 4 – Přepážky trupu L 410 NG [10].....	21
Obrázek 5 – Centrální část trupu mezi přepážkami č.12-14 [10]	21
Obrázek 6 – Vidlicové závěsy k uchycení křídla [10].....	22
Obrázek 7 – Ocasní část trupu [10]	22
Obrázek 8 – Řez přepážkou č.1 [10].....	23
Obrázek 9 – Turbovrtulový motor GE H85-200 BC04 [9]	24
Obrázek 10 – Přední část trupu dvou srovnávaných typů [10].....	25
Obrázek 11 – Konstrukce prodloužené nosní části [10]	26
Obrázek 12 – Přemístění snímačů statického tlaku [10].....	26
Obrázek 13 – Křídélko letounu L 410 NG [10].....	27
Obrázek 14- Hlavní nákres křídla L 410 NG [10]	28
Obrázek 15 - Panely a žebra integrální palivové nádrže L 410 NG [10].....	28
Obrázek 16 – Diagram systému řízení motorů a vrtulí [10]	31
Obrázek 17 – PVDF potrubí v integrálním křídle [10].....	32
Obrázek 18 – Kokpit letounu L 410 NG [10].....	33
Obrázek 19 – Přístrojový panel L 410 NG [10].....	34
Obrázek 20 – Kryt přístrojového panelu [10]	35
Obrázek 21 – Levý ovládací panel L 410 NG [10].....	36
Obrázek 22 – Pravý ovládací panel L 410 NG [10]	37
Obrázek 23 – Středová konzole L 410 NG [10]	37
Obrázek 24 – Schéma testovací pyramidy [10]	39
Obrázek 25 – Porovnání modelu s výsledky testů [10]	40
Obrázek 26 – Porovnání modelu s výsledky testů [10]	41
Obrázek 27 – Porovnání modelu s výsledky testů [10]	41
Obrázek 28 – 3D pohled – nosník hlavního podvozku [10].....	42
Obrázek 29 – Lokalizace testované části [10]	43
Obrázek 30 – Uložení testovacího vzorku – nosník hlavního podvozku [10].....	44
Obrázek 31 – 3D pohled – spodní panel smykového spoje spodní části [10]	45
Obrázek 32 – Lokalizace testované části [10]	46
Obrázek 33 – Testovací vzorek – smykový spoj spodní části křídla [10]	46

Obrázek 34 – Uchycení testovacího vzorku [10].....	48
Obrázek 35 – 3D pohled – závěs klapky [10].....	49
Obrázek 36 – Lokalizace testované části [10]	49
Obrázek 37 – Testovací vzorek – závěs klapky [10]	50
Obrázek 38 – Únavová zlomenina závěsu klapky [10]	50
Obrázek 39 – Schéma testovacího vzorku [10]	51
Obrázek 40 – 3D pohled – spodní integrální panel [10].....	52
Obrázek 41 – Lokalizace testované části [10]	52
Obrázek 42 – Schéma testovacího vzorku [10]	54
Obrázek 43 – Schéma testovacího vzorku [10]	55
Obrázek 44 – Lokalizace testované části [10]	55
Obrázek 45 – 3D pohled – spodní panel křídla [10].....	56
Obrázek 46 – Uchycení testované části (křídlo skryto pro ukázkou) [10]	57
Obrázek 47 – Schéma zavedení zátěže [10]	58
Obrázek 48 – Schéma zavedení zátěže [10]	59
Obrázek 49 – Schéma zavedení zatížení [10]	61
Obrázek 50 – Interakce jednotlivých bloků modelu SHELL [13].....	63
Obrázek 51 – Hlavní podsestavy křídla L 410 NG [10]	68
Obrázek 52 – Glass cockpit Garmin G3000 [14]	69

Seznam tabulek

Tabulka 1 – Parametry motorů GE H80-200 a GE H85-200 BC04 [10]	24
Tabulka 2 – Kapacita paliva v nádržích L 410 NG [10].....	29
Tabulka 3 - Porovnání rychlostí L 410 UVP-E20 a L 410 NG [10].....	67

1 Úvod

Letadlo patří mezi nejvyspělejší a nejmladší dopravní prostředky, které se pohybují v našem prostoru. Od doby, kdy bratři Wrightové sestrojili jedny z prvních letounů, prošel letecký průmysl velkým pokrokem. V dnešní dynamicky vyvíjející se době, kdy vývoj vědy a techniky přináší nové příležitosti ke zlepšení, se požadavky na provozní spolehlivost, ekonomiku a bezpečnost neustále zvyšují.

Dané téma jsem si vybral z důvodu, protože mi osobně není znám případ, kdy se konstruktéři v průběhu výroby a provozu rozhodli změnit konstrukční filozofii. Změna typového návrhu se zabývá komplexním vylepšením modelu letadla L 410 UVP-E20, jehož cílem je zvýšit jeho provozní účinnost, spolehlivost a hospodárnost. Modernizovaný letoun je označen L 410 NG. L 410 NG rozšíří řadu modelů letadel L 410 a je přímým odvozením letadel L 410 UVP-E20 poháněných motory GE H80-200.

V první kapitole se lze dočíst o problematice únavové životnosti a čtenář se zde seznámí s používanými filozofiemi při konstrukci dopravních letadel. Další kapitola obsahuje podrobnou charakteristiku jednotlivých změn, které letoun L 410 NG podstoupil. V třetí kapitole je rozvedená detailní struktura certifikačních zkoušek, kterými modifikované letadlové celky prošli. V poslední kapitole je uvedeno deset hlavních cílů konstruktérů a jejich přínos po splnění.

2 Charakteristika používaných filozofií při konstrukci letadel

V rámci bezpečnosti a ekonomiky provozu je prvotním úkolem konstruktéra při projektování všech typů letounů, zabezpečit co nejvyšší životnost a vysokou provozní spolehlivost, která se za poslední desítky let stala integrální součástí zajištění letové způsobilosti. Úroveň spolehlivosti je v provozu možno snížit, ale hlavně navýšit plánovanou obsluhou a údržbou.

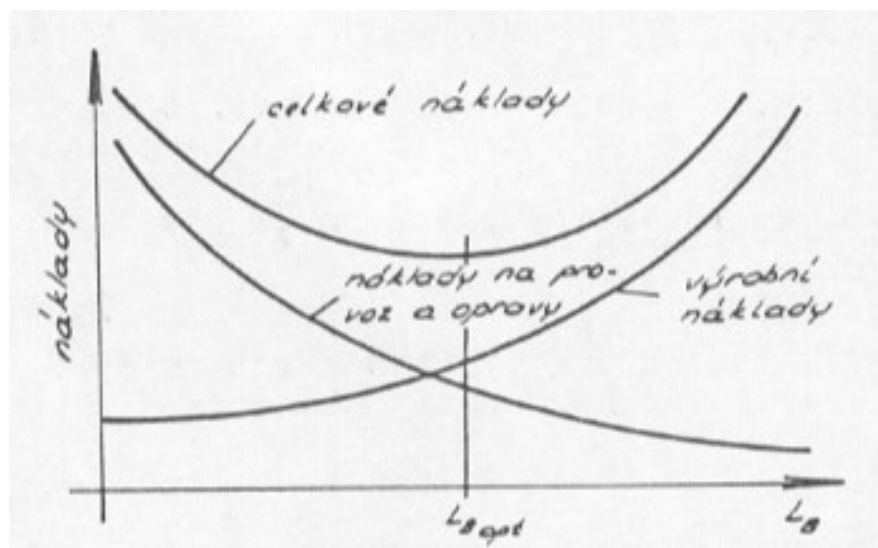
Na základě výsledů zkoušek, prováděných statickými metodami, které vyžadují získ velkého množství provozních dat, co se týče jak provozních podmínek, tak i zjišťování výskytu závad a poruch, získáváme průkaz spolehlivosti. Při zjišťování únavové životnosti se získávají únavové vlastnosti kritických míst samotné konstrukce. Tyto data jsou náhodného charakteru s velice velkým rozptylem od středních hodnot jednotlivých veličin. Sběr těchto dat je z hlediska jak finanční tak časové stránky vysoce nákladný a jejich zpracování je možné provádět pouze pomocí počítačové techniky. [3]

Jednou z nejnebezpečnějších závad u letadel jsou poruchy způsobené únavou materiálu. Je tedy potřeba omezit a zabránit příčinám jejich vzniku.

2.1 Únavová životnost

V období provozu primární části konstrukce letadla (konstrukce trupu, nosníky křídel atd.) nelze zcela vyměnit nebo by to nebylo efektivní. Jsou to části, které v konečném důsledku určují životnost celého letadla a v současnosti se udržují podle stavu. Díky tomu technická životnost konkrétního letadla není předem známa. Výrobce garantuje návrhovou životnost (počet let, cyklů a letových hodin) s tím, že při každé prohlídce částí, které limitují životnost, je určena prognóza, zda má určitá část předpoklad provozu bez závady až do další kontroly. Je proto běžné, že tímto postupným prodlužováním je dosaženo více než dvojnásobné technické životnosti letadla. [6]

Z ekonomického hlediska není možné zvyšovat životnost letadlových konstrukcí do neúměrně vysokého počtu hodin. Je zde snaha konstruovat letouny na tzv. optimální životnost jak vyplývá z Obrázku 1.



Obrázek 1 – Určení optimální životnosti [3]

2.1.1 Historie vzniku únavové životnosti

V průběhu vývoje různých strojů a strojních zařízení docházelo k občasným poruchám, které se přičítaly nesprávně navržené konstrukci a technologii, jakož i velmi extrémním zatížením a rázům, které nebyly zahrnuty do pevnostních výpočtů. Název „únava materiálu“ zavedl v letech 1812-1814 francouzský inženýr a matematik Jean-Victor Poncelet, ale s poněkud odlišným charakterem od dnešní filozofie konstrukce dopravních prostředků.[3]

První zkoušky s opakovaným zatížením ohybem při rotaci na vzorcích železných os provedl August Wöhler, který byl zakladatelem experimentálně zjišťovaných únavových vlastností. Jeho zkoušky ukázaly, jak je závislá únavová pevnost materiálu na počtu cyklů zatížení s konstantní amplitudou. Mez únavy je pojem, který vyplynul z jeho tzv. Wöhlerových křivek a konstruktéři jej začali uvažovat do svých výpočtů, aby se vyhnuli případným poruchám v provozu.[3] [4]

V letectví se pohled na únavovou životnost materiálu změnil, když se začaly objevovat poruchy způsobené únavou materiálu i na letadlech s velmi malou dobou provozu. Nastalo zjišťování příčin těchto poruch a usilovný boj za jejich odstranění. Na únavu letadlových konstrukcí měli největší vliv tyto předpoklady:

- Vyšší letová rychlost
- Stoupající velikost letadel
- Klesající maximální možný provozní násobek

- Stoupající poměr užitečného zatížení k celkové hmotnosti [3]

První zaznamenaný případ selhání konstrukce za letu byl v Německu v září roku 1927, když Dornier Merkur havaroval v důsledku únavové životnosti vzpěry křídla. Došlo ke ztrátě šesti životů. [5]

Doposud největším problémem v boji proti únavě materiálu je neznalost podstaty mechanismu únavy a šíření trhlin.

2.1.2 Únavové poruchy

U strojírenských výrobků se poruchy v provozu, způsobené únavou materiálu, vyskytovaly už v 19. století. Ze začátku se přičítaly spíše statickým zatížením, a to náhodně vyskytnutými extrémními hodnotami v provozu. Později výpočty potvrdily, že poruchy nastávaly vlivem opakovaného zatížení.

Statický pohled na proměnlivé zatížení letadel trvalo přibližně do čtyřicátých let 20. století. Předpokládalo se pouze to, že dimenzováním základní nosné konstrukce draku na statické zatížení ustojí tato konstrukce i z pohledu únavy materiálu. Poruchy způsobené únavou, které se tehdy objevovaly, vznikaly většinou v nenosných částech draku a přičítaly se:

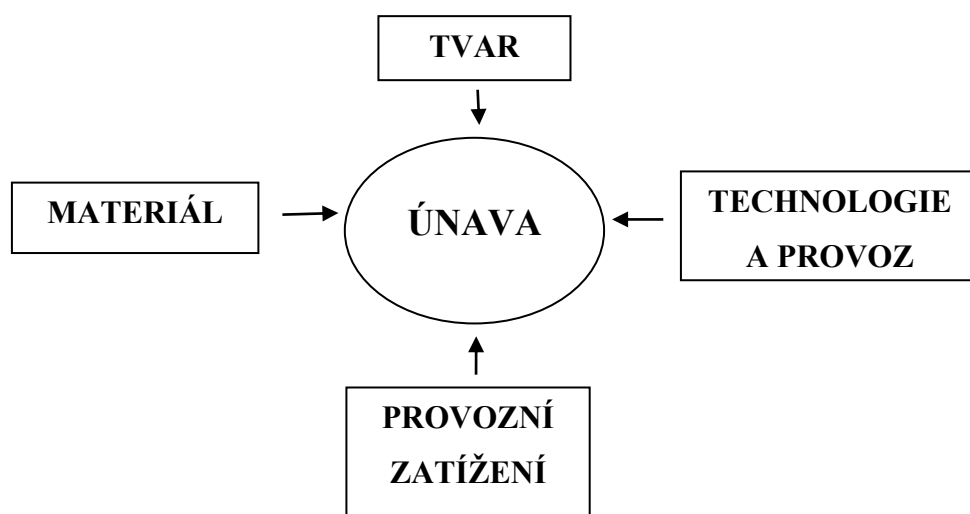
- Nesprávnému provedení konstrukčních částí
- Vnitřnímu pnutí v konstrukci
- Nadměrným vibracím, kterým byly jednotlivé dílce vystaveny

Postupem času se ovšem začaly objevovat únavové poruchy na hlavních nosných dílech a v místech, která byla z hlediska dimenzování na statickou zátěž bez jakýchkoliv závad. Vznikly první letecké havárie v důsledku únavy materiálu, která přestala mít ryze místní charakter. Nejznámější poruchy té doby byly na letounech typu:

- Wellington (1944-1945) po 320 hodinách provozu selhala pásnice nosníku
- Viking (1951) po 6000 hodinách selhal spodní závěs křídla
- Viscount – porucha na závěsu přistávací klapky
- Comet (1954) po 3000 hodinách poruchy přetlakované kabiny

Tyto poruchy měly vliv na velký rozmach ve zjišťování příčin únavy leteckých konstrukcí.

U nynějších letadel jsou poruchami, způsobené únavou materiálu, nejvíce ohroženy křídla, trupy s přetlakovanými kabinami, motorová lože, přistávací zařízení a ocasní plochy.[3]



Obrázek 2 - Interakce čtyř základních faktorů ovlivňující únavovou pevnost [10]

2.1.3 Widespread Fatigue Damage (WFD) – Rozsáhle únavové poškození

Tento druh poškození je ve struktuře charakterizován přítomností únavových trhlin ve více bodech, které mají dostatečnou velikost a hustotu, že zatím co jednotlivě mohou být přijatelné, může dojít k náhlému propojení trhlin a struktura by mohla selhat. Malé únavové trhliny vznikající podél řady otvorů pro nýty nebo šrouby mohou spojit zvyšující se napětí na sousedních prasklých místech a zvyšovat rychlost růstu těchto trhlin.[8]

Cílem studií WFD je zjistit, kdy v provozu dosáhnou trhliny takové velikosti a hustoty, které zneplatní počáteční předpoklady konstruktérů. Podmnožinami WFD jsou škody na více místech (MSD) a víceprvkové poškození (MED). MSD odkazuje na scénář trhlin, kde se trhliny vyvíjejí ve stejném konstrukčním prvku, zatím co MED odkazuje na scénář trhlin, kde se trhliny současně vyvíjejí v několika prvcích.

Dne 14. ledna 2011 vstoupilo v platnost nové nařízení FAA, které požaduje, aby výrobci letadel zpřístupnili servisní akce nezbytné k zabránění nástupu WFD. Dále požaduje stanovení provozních limitů údržby, známé jako Limits of Validity (LOV), které efektivně definují použitelný život letadla. Je důležité, aby se provozovatelé seznámili

s tímto nařízením a následně byli připraveni na změny omezení letové způsobilosti, které stanoví, jak dlouho může být letoun provozován z hlediska letových cyklů nebo hodin.[11]

2.2 Konstrukce bezpečná po poruše – FAIL SAFE

Dimenzování konstrukcí, navržené dle této filozofie, vzešlo z požadavků maximálního využití konstrukce připouštějícího vznik poruch, avšak s vyloučením selhání celé konstrukce letadla. Konstrukční filozofie je založena na podmínce, aby v případě vzniku poruchy primární části konstrukce alespoň po nezbytně nutnou dobu bylo zaručeno, že zbylé části konstrukce budou schopny přenést provozní zatížení.

Může se zde teda vyskytnout únavová trhlina, avšak mezi inspekčními prohlídkami nemůže dosáhnout své kritické velikosti.

Typickým příkladem použití této filozofie je staticky předurčená příhradová (prutová) konstrukce, kdy při poruše jednoho z prutů je silové zatížení převeden na ostatní pruty, aniž by přitom došlo ke ztrátě únosnosti celkové konstrukce.

Tento typ filozofie je aplikován na všech konstrukcích helikoptér a je vhodný pro větších dopravní letadla, která svým konstrukčním řešením umožňují redistribuci zatížení a konstrukční zálohování.

2.3 Konstrukce s bezpečným životem – SAFE LIFE

Filozofie „safe life“ vznikla z požadavku, že během projektované životnosti nesmí vzniknout únavová porucha určité části nebo jen s velmi malou pravděpodobností vzniku. Je aplikována zejména u částí, které nejsme schopni za provozu pravidelně kontrolovat. Na základě toho, letadla konstruované dle této filozofie nevyžadují náročný systém údržby.

Tato metoda zaručuje strukturální bezpečnost a spolehlivost výměnou částí, u kterých byla nalezena únavová trhlina. To ovšem vyžaduje vysoké náklady.

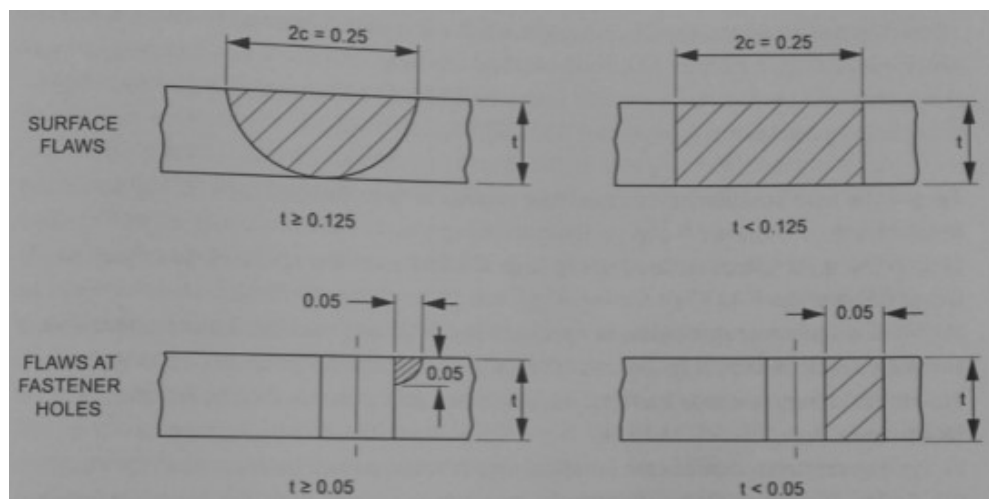
Je zřejmé, že na předpokládanou průměrnou životnost je aplikován bezpečnostní faktor, aby se zajistilo, že dojde k neočekávaným událostem. Tento bezpečnostní faktor může předpokládat různé hodnoty, ale obvykle je roven čtyřem nebo pěti. [7]

2.4 Konstrukce s přípustným poškozením – DAMAGE TOLERANCE

Konstrukce navržené dle této filozofie jsou schopná snášet poškození bez katastrofických následků. Lomy spojovacích prvků (šroubů, nýtů, svarů atd.) a poruchy typu únavových trhlin nejsou vyloučeny, jsou zde ovšem přijatá důležitá opatření, která musí zajistit včasnou identifikaci a zabránit jejich šíření do takové míry, která by měla za následek vážnou nebo katastrofickou závadu. Je zde větší pravděpodobnost poruchy, což se ale dohání přísným systémem periodických prohlídek s aplikací indikačních metod, které slouží k odhalení poruch. To nám zaručí větší dobu životnosti při stejné bezpečnosti jako u předchozí filozofie.

Je nutnost zabezpečit se proti katastrofickým selháním a určit nejhorší stav pro každý aspekt zapojený do plánování. Protože únavové jevy mají náhodné chování a nemůžeme přesně určit jakým směrem a jak rychle se budou trhliny šířit, je nutné najít konzervativní hodnotu pro každou z proměnných zapojených do tohoto problému.[7]

Předpokládá se, že počáteční vady jsou ve struktuře od samého začátku v důsledku výroby a zpracování materiálu (viz Obrázek 3) a že porostou během provozu. Jak únavové trhliny rostou, zhoršuje se pevnost konstrukce. Určený inspekční systém musí zajistit, aby se únavové trhliny objevily před tím, než schopnost pevnosti klesne pod stanovenou hodnotu.[1]



Obrázek 3 - Předpokládané počáteční trhliny [1]

2.4.1 Certifikační předpisy DAMAGE TOLERANCE

V rámci Evropské agentury pro bezpečnost letectví EASA jsou stanoveny certifikační požadavky (CS). V rámci Spojených států amerických jde o federální požadavky na letouny FAR. Kategorie velkých letadel se dle agentury EASA týká požadavek CS 25, dle Amerického federálního úřadu pro letectví FAA se konkrétně jedná o požadavek FAR 14, Part 25.

Požadavky na filozofii „damage tolerance“ pro transportní kategorii letadel stanovuje FAR 25,571 a začíná tímto výrokem: „Vyhodnocení pevnosti, detailního návrhu a výroby musí prokázat, že během provozní životnosti letounu bude zabráněno katastrofickým selháním způsobených únavou, korozí nebo náhodným poškozením.“ Tohle je velmi přesná definice této filozofie, podle které si můžeme představit konstrukci letadla.

Vyhodnocení musí také zahrnovat typická spektra zatížení, teploty a vlhkost, které se očekávají v provozu, a musí sestávat z analýzy podložené zkouškou těchto hlavních konstrukčních prvků a podrobných návrhových bodů. [1]

3 Charakteristika změn konstrukční filozofie na letounu L 410 NG

3.1 Modifikace přistávacího zařízení

Tyto modifikace byly provedeny za účelem zvýšení nosnosti přistávacího zatížení a prodloužení jeho životnosti. Konstrukční schéma podvozku včetně upevňovacích bodů a kinematiky podvozku L 410 NG je totožné s modelem L 410 UVP-E20. Modifikace podvozkových noh pro L 410 NG zahrnuje snížení hmotnosti oproti dříve používaném přistávacím zařízení z modelu L 410 UVP-E20.

Rozsah modifikací na hlavním podvozku:

- Zvýšení nosnosti hlavního podvozku, aby zvládl zvýšenou maximální vzletovou (MTOW) a přistávací (MLW) hmotnost
- Zvýšení životnosti na 30000 přistání
- Nové těsnicí prvky pro efektivnější utěsnění tlumiče
- Účinnější tlumič

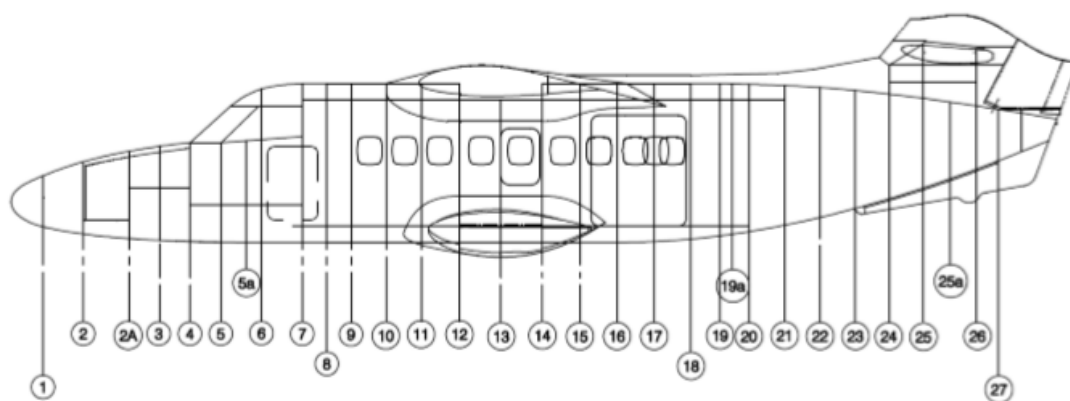
Modifikace brzd, kol a pneumatik byl provedeny v rozsahu následujícím:

- Modifikace brzdy k absorbování vyšší kinetické energie zvýšením tloušťky brzdových kotoučů
- Kola přistávacího zařízení byla modifikována na vyšší zatížení a jsou prodloužené vodící drážky pro instalaci modifikovaných brzd
- Ve srovnání s pneumatikami instalovanými na modelu L 410 UVP-E20 jsou pneumatiky hlavního a příďového podvozku značně zesíleny [10]

3.2 Lokání zesílení trupových a ocasních jednotek

S ohledem na zvýšenou MTOW a cestovní rychlost byl trup modelu L 410 NG upraven v následujících oblastech:

- Modifikace přepážek č.12 a č.14 (viz Obrázek 4) zahrnující modifikaci závěsů křídla
- Zesílení zadní části trupu pomocí dalších podélníků
- Zesílení podélníků pod podlahovými mřížkami ve střední části trupu [10]

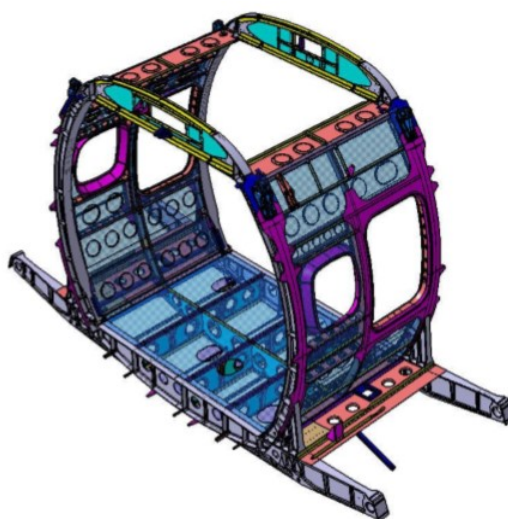


Obrázek 4 – Přepážky trupu L 410 NG [10]

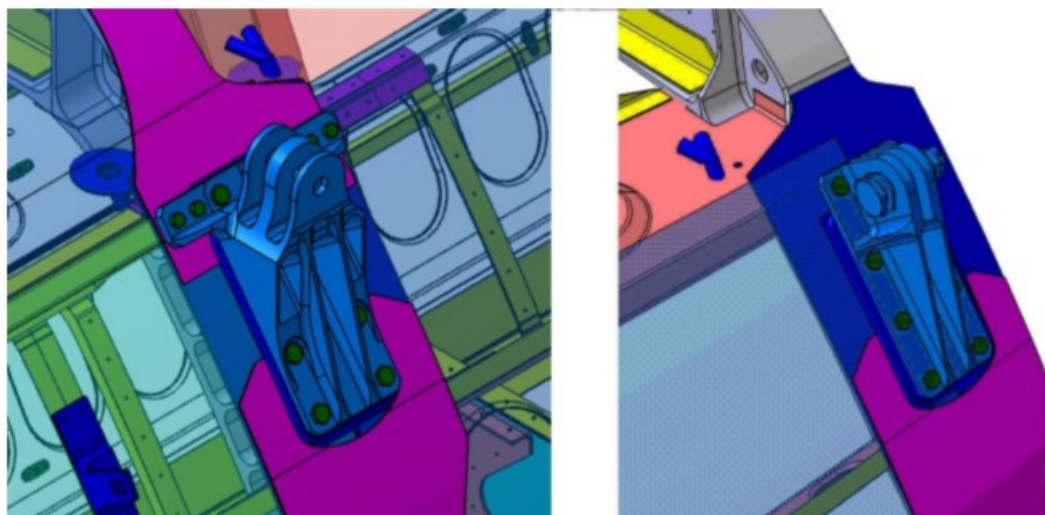
3.2.1 Modifikace příček č.12 a č.14 zahrnující modifikaci závěsů křídla

Střední část trupu je mezi přepážkami č.8 č.18. Tato část trupu je totožná s modelem L 410 UVP-E20. Strukturální změna se provádí pouze na přepážkách č.12 a č.14 (viz Obrázek 5). Tyto přepážky jsou upraveny v oblasti závěsů pro připevnění integrálního křídla.

Jednoduché vidlicové závěsy pro upevnění křídel jsou upraveny v souladu s filozofií fail-safe. Modifikace závěsů se provádí přidáním dalšího oka a jejich optimalizací s toutéž filozofií. Na přepážce č.12 jsou závěsy se třemi oky a na přepážce č.14 jsou pouze se dvěma, jak můžete vidět na Obrázku 6. [10]



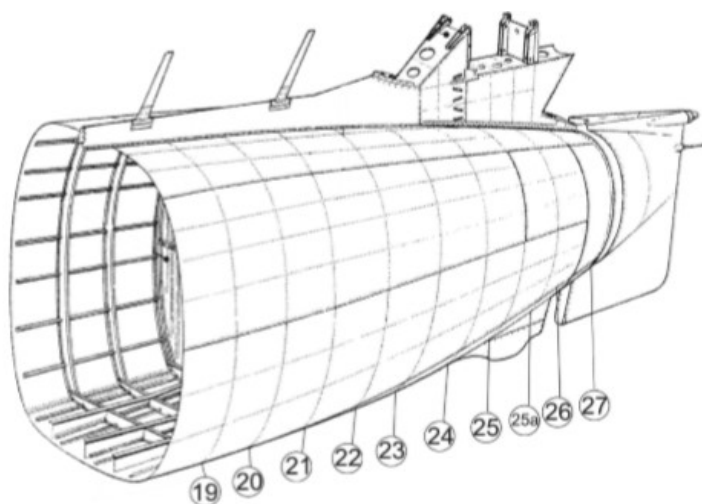
Obrázek 5 – Centrální část trupu mezi přepážkami č.12-14 [10]



Obrázek 6 – Vidlicové závěsy k uchycení křídla [10]

3.2.2 Zesílení zadní části trupu pomocí dalších podélníků

Zadní část trupu (viz Obrázek 7) je identická s modelem L 410 UVP-E20 s výjimkou jeho konstrukčního vyztužení přidáním podélných výztuh. Tyto podélníky nahradily původní výztuhy kvůli odstranění nepříznivých efektů. Začínají na přepážce č.18 a končí mezi přepážkami č.21-25. [10]

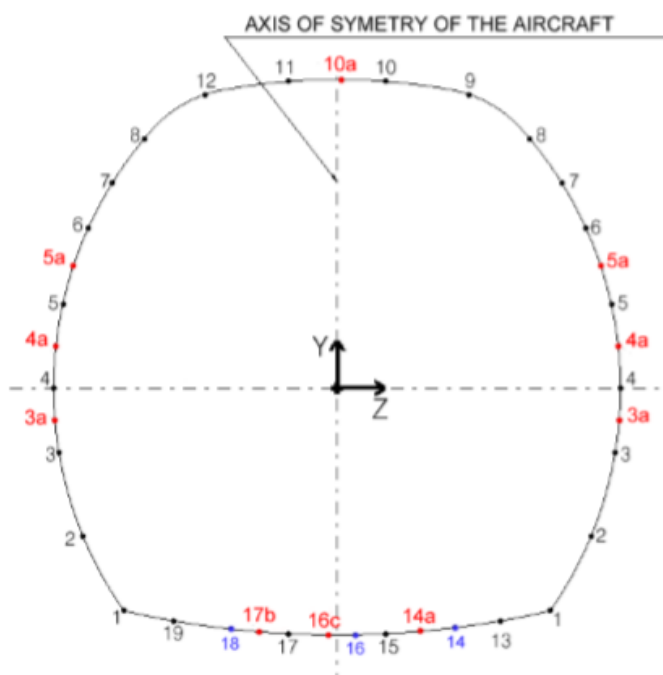


Obrázek 7 – Ocasní část trupu [10]

3.2.3 Zesílení podélníků pod podlahovými mřížkami ve střední části trupu

Modifikace ve střední části trupu se provádí vyztužením mřížky pod podlahou. Zesílení výztuh se provádí změnou jejich rozměrů. Uspořádání podélníku je totožné s modelem L 410 UVP-E20 a začíná na přepážce č.8 a končí na přepážce č.18. [10]

Na následujícím obrázku můžeme vidět řez přepážkou č.18 a na ní přidané podélné výztuhy (červeně) a zesílené podélníky (modře).



Obrázek 8 – Řez přepážkou č.1 [10]

3.3 Instalace motorů GE H85-200 BC04

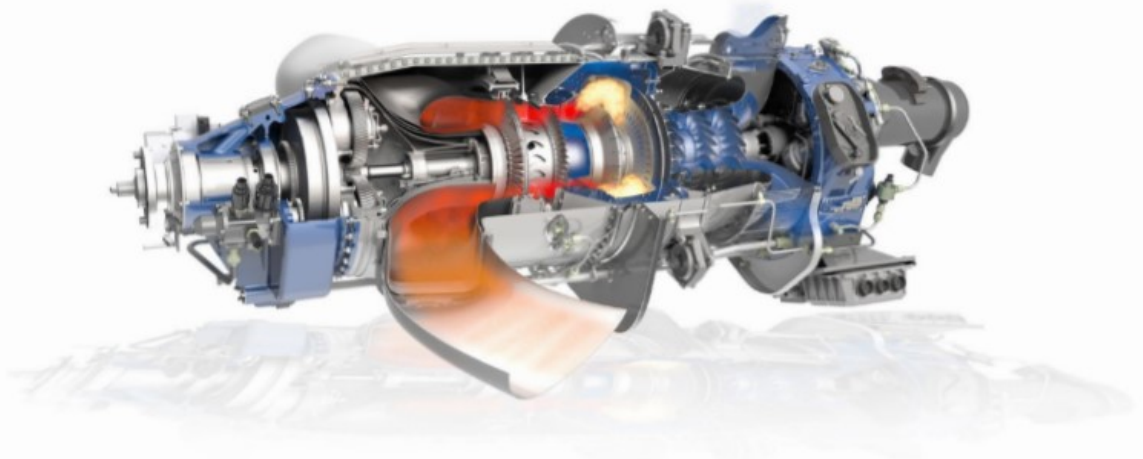
Motory řady GE H jsou rodina turbovrtulových motorů nabízející přizpůsobený rozsah hodnocení a provedení pro letadla sběrné dopravy, osobní, zemědělská a akrobatická letadla.

Motor je dvouhřídelový s axiálně-radiálním kompresorem, prstencovou spalovací komorou a pouze jedním stupněm vysokotlaké turbíny a jednou volnou turbínou. Jedna hřídel spojuje vysokotlakou turbínu a kompresory a druhá hřídel spojuje volnou turbínu s reduktorem otáček vrtule. Tyto dvě části poté spojuje aerodynamicky volná turbína. Konstrukce rozstřikovacího kroužku zjednodušuje údržbu a eliminuje potřebu opakovaných kontrol palivových trysek. Propulzní část je poháněna jednostupňovou turbínou pohánějící dvoustupňovou planetární převodovku. [9]

Na letounu L 410 NG je nainstalován turbovrtulový motor model GE H85-200 BC04. Řez tímto motorem můžete vidět na Obrázku 9. V porovnání s motorem GE H80-200 z modelu L 410 UVP-E20 má zvýšenou hodnotu maximálního vzletového výkonu, maximálního trvalého výkonu a maximálního točivého momentu a snížené otáčky výstupního hřídele převodovky motoru (viz Tabulka 1). Rozměry a hmotnost se od předchozího modelu nezměnily. S ohledem na sníženou maximální rychlost vrtule byl regulátor vrtule upraven na typ P/N P-W25-2 a stejně tak omezovač maximální rychlosti vrtule. [10]

Tabulka 1 – Parametry motorů GE H80-200 a GE H85-200 BC04 [10]

Parametry	GE H80-200	GE H85-200 BC04
Rychlost volné turbíny	31023 ot/min	30958 ot/min
Maximální rychlost vrtule	2080 ot/min	1950 ot/min
Kroutící moment (100%)	2740 Nm	3105 Nm
Vzletový výkon na hřídeli	597 kW	634 kW

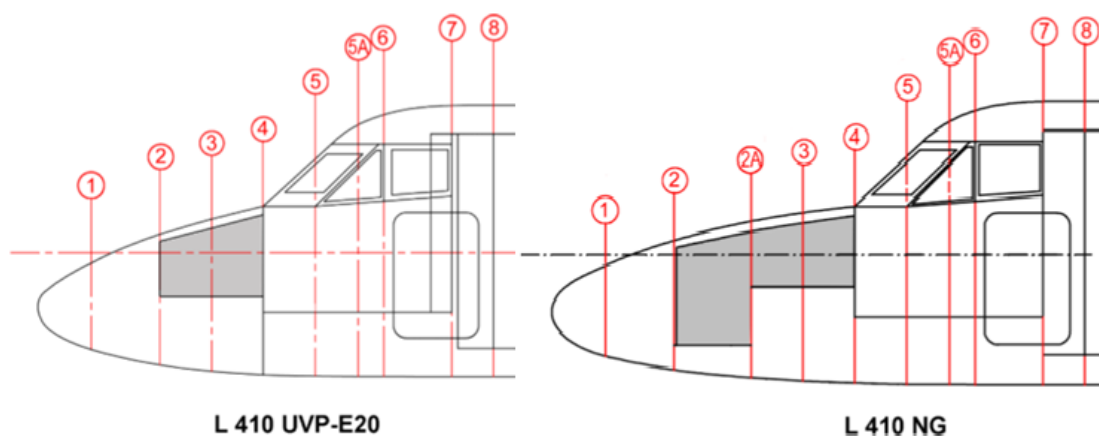


Obrázek 9 – Turbiovrtulový motor GE H85-200 BC04 [9]

3.4 Prodloužení přední části trupu

Přední (nosní) část trupu byl prodloužena za účelem zvýšení kapacity zavazadlového prostoru. Přední část trupu je ohraničena přepážkami č.1-8. Tato část je dále rozdělena na

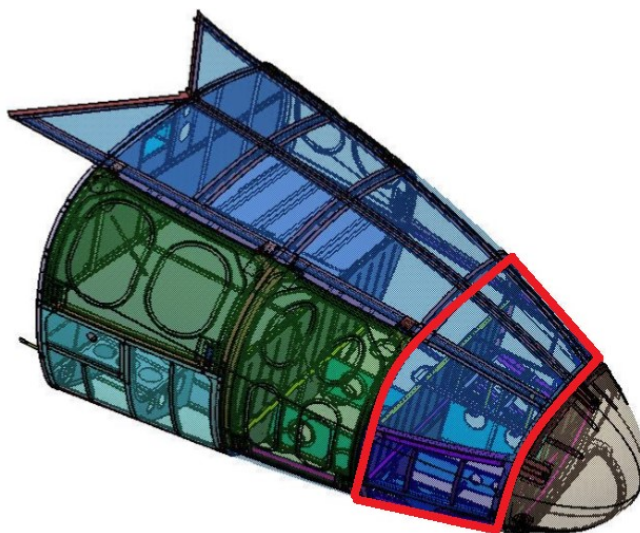
kokpit a nosní část. Konstrukce kokpitu je mezi přepážkami č.4 a č.8 a je identická s modelem L 410 UVP-E20. Nosní část mezi přepážkami č.1 a č.4 je přepracována prodloužením nosní části asi o 600 mm pro zvětšení zavazadlového prostoru. Vnitřní objem zavazadlového prostoru se zvětšil z 0,686 m³ v L 410 UVP E-20 na 1,373 m³ v L 410 NG. Přepážka č.2A je přidána do prodlouženého nosu (viz Obrázek 10) pro udržení strukturální pevnosti. Přední část nosního zavazadlového prostoru mezi přepážkami č.2 a č.2A je přístupná z pravé strany letadla a zadní část tohoto prostoru mezi přepážkami č.2A a č.3 je přístupná z obou stran, jako u modelu L 410 UVP E-20. Oblast kolem přepážky č.4 je upravena pro udržení plynulého přechodu mezi původním tvarem trupu a prodlouženým tvarem nosní části. Přívod vzduchu pro ventilační a topný systém je umístěn mezi přepážkami č.2 a č.2A. [10]



Obrázek 10 – Přední část trupu dvou srovnávaných typů [10]

3.4.1 Výměna a modifikace avioniky a elektroinstalace

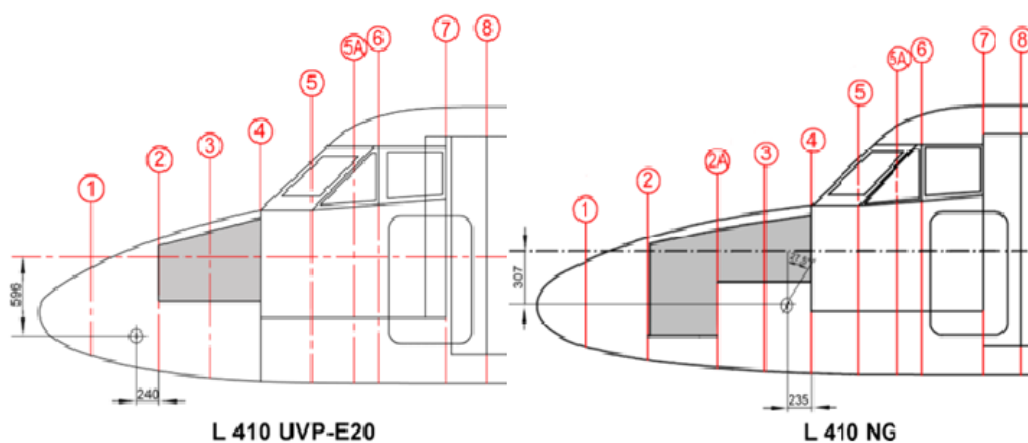
Původní vyměnitelné jednotky (LRU) instalované v nosní části trupu L 410 UVP E-20 byly nahrazeny typem Garmin 3000. Tato instalace LRU využívá konstrukční řešení z modelu L 410 UVP-E20 a zachovává rozšířený zavazadlový prostor modelu L 410 NG, před kterým jsou tyto jednotky nainstalovány. Proto jsou kabely, vedené k LRU mezi přepážkami č.1 a č.2 (viz Obrázek 11, označeno červeně), prodlužovány a upravovány pro připojení každé LRU k systému. Vyměnitelné jednotky, instalované na modelu L 410 NG mezi přepážkami č.2A a č.3, obsadily stejné místo pro instalaci jako u předchozího modelu. [10]



Obrázek 11 – Konstrukce prodloužené nosní části [10]

3.4.2 Přemístění snímačů statického tlaku

Modifikované snímače statického tlaku jsou nainstalovány na pravé a levé straně trupu mezi přepážkami č.3 a č.4. Došlo také k modifikaci pitot-statických trubic, konkrétně v úhlu sklonu trubic z $-8,5^\circ$ na 0° . Přemístění snímačů statického tlaku můžete vidět na následujícím obrázku.



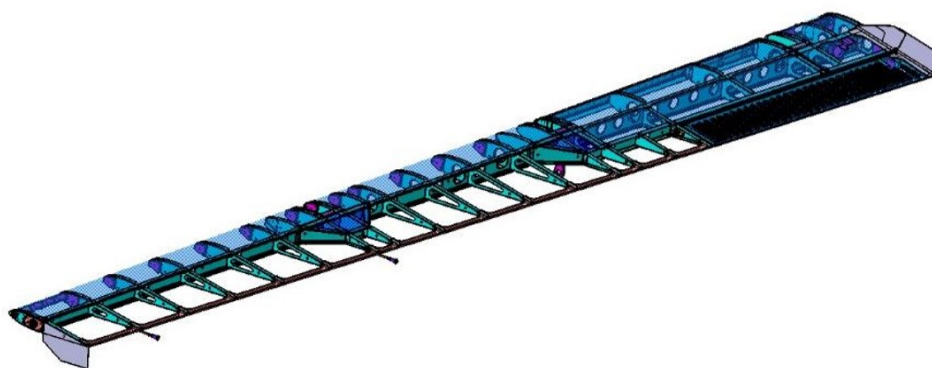
Obrázek 12 – Přemístění snímačů statického tlaku [10]

3.5 Rekonstrukce křídla

Vnější geometrické charakteristiky křídla (aerodynamický tvar/profil) letounu L 410 NG jsou totožné s vlastnostmi křídla letounu L 410 UVP-E20. Nové integrální křídlo

(Obrázek 51) je navrženo podle filozofie Damage tolerance a životnost konstrukce je 30000 letových hodin.

Křídlo je klasická celokovová skořepinová konstrukce. Skládá se ze dvou hlavních nosníků vedoucí přes celé rozpětí křídla, jako u L 410 UVP-E20, od kterého byly také převzaty rozměry a průhyby řídicích ploch křídla. Pro zlepšení boční stability letadla jsou křídélka vybaveny ploty (viz Obrázek 13).



Obrázek 13 – Křídélko letounu L 410 NG [10]

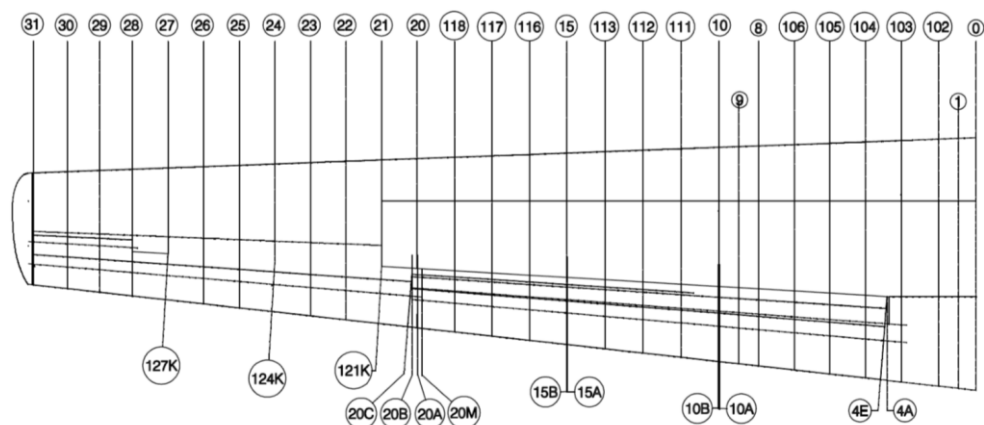
Vnější konstrukce křídla

Vnější konstrukce křídla se skládá z integrovaných plášťových panelů a obvyklých nýtovaných panelů. Dolní a horní integrální krycí panely jsou umístěny mezi přední a zadní nosník křídla a žebry. Toto umístění je v oblasti kolem palivových nádrží křídla. Spodní integrální panel palivové nádrže je strojně frézován z jednoho kusu duralové desky. Horní plášť palivové nádrže se skládá ze dvou panelů. Oba tyto integrální panely jsou také strojně frézovány. Zbývající panely křídla od žebra jsou vyrobeny obvyklou nýtovací technologií.

L 410 NG má modifikovanou protipožární ochranu náběžné hrany křídla u motorové gondoly. Ta je chráněná před ohněm plátem z nerezové oceli, připojeným přímo k náběžné hraně křídla. Tento plát je v gondole motoru posunut před náběžnou hranu křídla. V nerezovém plátu jsou otvory pro montáž motoru. [10]

Vnitřní konstrukce křídla

Nový integrovaný rám křídla snížil počet žebířek ve vnitřní části křídla a změnil jejich číslování (viz Obrázek 14). Nová žebra jsou strojně frézována z duralové desky a zbývající žebra jsou vyrobena tvářením z duralových plechů.

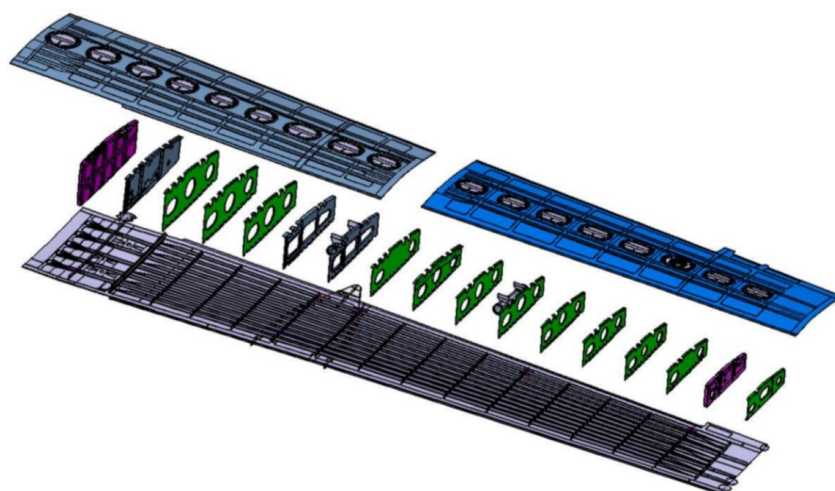


Obrázek 14- Hlavní nákres křídla L 410 NG [10]

Koncepce palivové zásoby

U modelu L 410 NG je palivo uloženo v integrálních palivových nádržích na rozdíl od paliva uloženého v gumových palivových nádržích u modelu L 410 UVP-E20. Prostor nádrže je v dutině křídla mezi předním a zadním nosníkem, horními a dolními integrálními panely křídla a žebry (viz Obrázek 15).

Křídlo letounu L 410 NG si zachovalo schopnost nést koncové palivové nádrže jako model L 410 UVP-E20, ale se zvětšenou kapacitou paliva ze 150 kg na 200 kg při nezměněném vnějším tvaru těchto nádrží. [10]



Obrázek 15 - Panely a žebra integrální palivové nádrže L 410 NG [10]

Mechanizace křídla

Klapky křídel, spoilery, křidélka a jejich vyvažovací plošky na letounu L 410 NG jsou totožné s modelem L 410 UVP-E20. Došlo pouze k modifikaci instalace levého křidélka a její vyvažovací plošky. [10]

3.5.1 Rekonstrukce palivového systému křídla

Následující rekonstrukce proběhly s ohledem na realizaci integrální nádrže křídla a zajištění výstupů palivového systému do Garmin 3000.

Zásoba paliva

Letoun L 410 NG má dvě identické palivové nádrže umístěné ve střední oblasti levého a pravého křídla. Každá nádrž obsahuje hlavní palivovou nádrž a sběrnou palivovou nádrž. Kapacity jednotlivých částí palivového systému jsou uvedeny v Tabulce 2. Sběrná palivová nádrž je připojena k hlavní nádrži přes jednosměrné ventily-klapky, které jsou instalovány v nejnižší části žeber a zajišťují průtok paliva pouze jedním směrem.

Žebra uvnitř hlavní palivové nádrže jsou opatřena děrami pro odlehčení materiálu. Pro zajištění nepřetržitého toku paliva směrem ke sběrným nádržím během manévrování letounu mají všechny otvory pro odlehčení žeber omezenou velikost. K zajištění úspěšného přetečení všeho paliva z hlavní do sběrné nádrže slouží malé dírky, nacházející se na výztuhách spodního panelu. [10]

Tabulka 2 – Kapacita paliva v nádržích L 410 NG [10]

Palivové nádrže L 410 NG	Použitelné palivo	Nepoužitelné palivo	Celková kapacita paliva
Sběrná nádrž (2x)	106 kg (132 l)	4 kg (5 l)	110 kg (137 l)
Hlavní nádrž (2x)	886 kg (1105 l)	1,6 kg (2 l)	887,6 kg (1107 l)
Koncová nádrž (2x)	196 kg (245 l)	1,6 kg (2 l)	197,6 kg (247 l)
Palivo celkem (LH+RH)	2376 kg (2964 l)	14,4 kg (18 l)	2390,4 (2982 l)

Distribuce paliva

Systém distribuce paliva se skládá ze dvou nezávislých, ale identických sekcí LH (levá) a RH (pravá). V každé z těchto sekcí proudí palivo dolů z hlavní palivové nádrže do sběrné palivové nádrže. Tyhle nádrže jsou odděleny žebrem, kde jsou umístěny výše zmiňované jednosměrné klapky, které zajišťují tok paliva do sběrné palivové nádrže a současně chrání jeho tok zpět do hlavní palivové nádrže během letových manévřů. K distribuci paliva do motorů slouží celkem čtyři odstředivá palivová čerpadla BP-DCA-

02. Jsou instalována dvě čerpadla pro každou sekci, kdy jedno z nich je hlavní a druhé nouzové.

Když hladina paliva v nádrži klesne a dosáhne hodnoty 775 kg, může být zahájen převod z koncových nádrží do integrálních. Odstředivé palivové čerpadlo v koncové nádrži lze zapnout ručně nebo automaticky. Po zapnutí jističů na stropním panelu je systém připraven ke spuštění operace převodu paliva, která je následně iniciována manuálně spínačem pro přenos paliva nebo automaticky na základě přijatého signálu z palivového systému. [10]

Indikace parametrů palivového systému

Systém měření množství paliva pracuje na způsob kapacitního měření množství paliva s digitální konverzí založenou na jednoduchém principu využívající účinek změny kapacity senzoru v důsledku jeho zaplavení palivem.

Informace o množství paliva v obou sekcích integrálních nádrží (0 až 2 x 975 kg) jsou na sobě nezávislé. Obě sekce jsou připojeny ke čtyřem kapacitním vysílačům. Připojení elektrického vedení k vysílačům je zdvojené. Každý vysílač poskytuje výstupní signál do systému pro měření množství paliva, kde je signál digitalizován. Zpracovaný digitalizovaný signál je přenášén a zobrazován na obrazovkách v kokpitu.

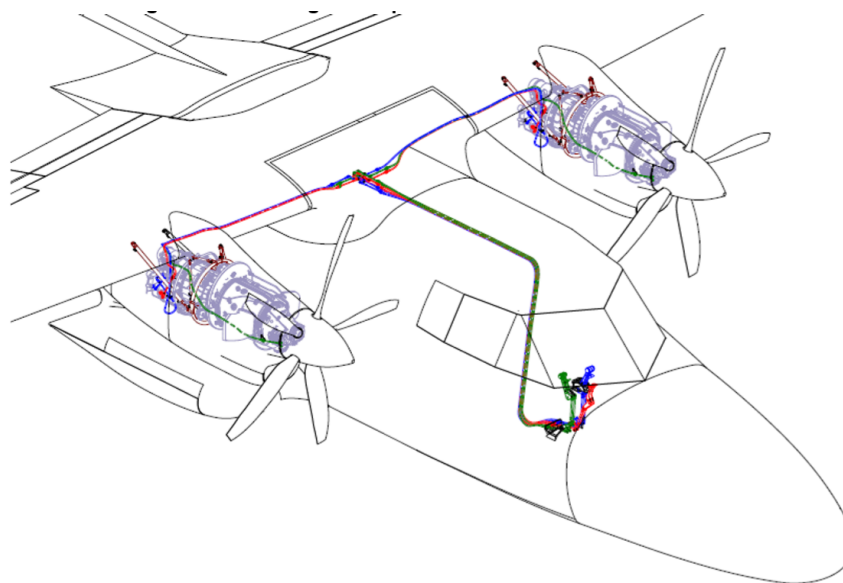
Pokles tlaku paliva na vstupu do palivového systému motoru pod minimální hodnotu 30 kPa je indikován na obrazovkách v kokpitu jako „FUEL PRESS“. Signál je snímán tlakovým spínačem.

Konstrukce signalizace ucpání filtru využívá hlavní funkce jako signalizace na modelu L 410 UVP-E20. Konstrukční změna spočívá v signalizaci levého nebo pravého obtokového filtru pomocí oranžové barvy na obrazovkách v kokpitu, což indikuje ucpání filtru. Když je palivový filtr úplně ucpáný, začne se otevírat obtok nefiltrovaného paliva a tento stav je signalizován prostřednictvím obtokového signalizátoru, který je vytlačován na vrchní části filtru. [10]

3.5.2 Výměna systémů řízení motoru a vrtule

Řízení motoru a vrtule pro model L 410 NG se provádí pomocí táhel firmy Teleflex a regulačních pák, oproti dříve používaným systémům ocelových lan, tyčí, kladek a napínačů na modelu L 410 UVP-E20. Spínače pro aktivaci nouzových uzavíracích ventilů jsou

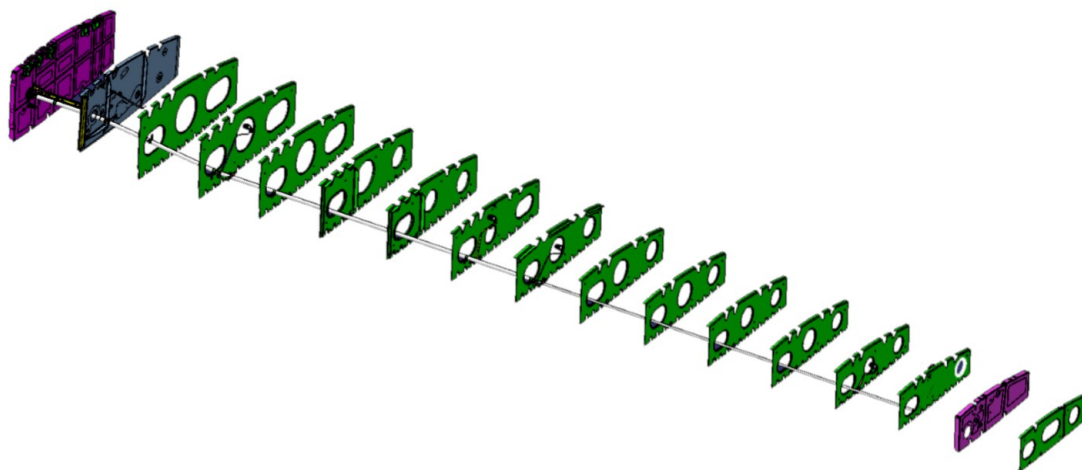
instalovány na ovládacím panelu mezi piloty za pákami škrťací klapky a jejich aktivace je chráněna červenými víčky. Diagram systému řízení motoru a vrtule můžete vidět na následujícím obrázku. [10]



Obrázek 16 – Diagram systému řízení motorů a vrtulí [10]

3.5.3 Změny elektrického vedení v křídlech

Vedení elektrických vodičů v křídle modelu L 410 NG se liší od modelu L 410 UVP-E20. U předchozího modelu je elektrické vedení pro snímače množství paliva vedeno v duralových trubkách a jsou vedeny mezi pryžovými nádržemi a horní vřchní stranou křídla. Elektrické vodiče pro připojení snímačů paliva, ventilů a spínačů umístěných v palivové nádrži u letounu L 410 NG je vede potrubím PVDF (polyvinylidenfluorid) uložených ve křídle. Tyto trubky jsou uloženy přímo v integrálních nádržích mezi žebry č.103 a č.21 (viz Obrázek 17). Jsou zde instalovány za účelem ochrany izolace elektrických vodičů pro oděru částmi vnitřní konstrukce křídla. [10]



Obrázek 17 – PVDF potrubí v integrálním křídle [10]

3.5.4 Modifikace odmrazovacího systému křídla pro distribuci tlaku vzduchu

Potrubí odmrazovacího systému křídla a jeho vedení v náběžné hraně křídla je identické s modelem L 410 UVP-E20, s výjimkou vedení v oblasti instalace hydraulické nádrže. Hydraulická nádrž L 410 NG byla přemístěna z levé strany křídla do střední části křídla. Toto přemístění umožnilo použití přímého vedení odmrazovacího potrubí v oblasti bývalého umístění hydraulické nádrže. [10]

3.5.5 Modifikace systému řízení křidélek

Úpravy spočívají v přizpůsobení pozic podpůrných pák a délek táhel novému křídlu. Na letounu L 410 NG došlo k přemístění podpůrných pák a v důsledku jejich přemístění došlo ke změně délek táhel. Došlo rovněž k modifikaci úhlových pák. Modifikace spočívá v závěsu pro připojení těchto pák k nosníku křídla. Na páce se mění velikost pouzdra pro ložisko. Geometrie, kinematika a výchylky křidélek jsou identické s modelem L 410 UVP-E20. [10]

3.5.6 Modifikace systému řízení klapky

Na obou stranách křídla letounu L 410 NG byly upraveny dvě táhla, úhlové páky a držáky hydraulické pístnice klapky. Došlo k modifikaci tvaru ramene úhlové páky tak, aby nedocházelo ke kolizi s ostatními částmi integrální konstrukce křídla. Dále k modifikaci tvaru držáku hydraulické pístnice v oblasti jeho přichycení k přednímu nosníku křídla.

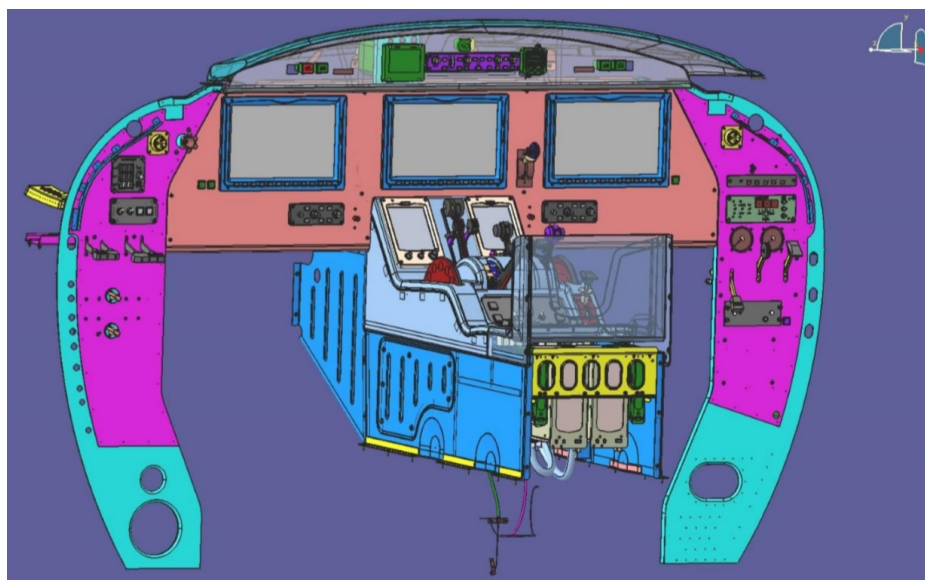
Modifikace klapkových táhel spočívá ve změně jejich délek v důsledku přemístění stejných žebířů letounu L 410 NG proti původnímu křídlu L 410 UVP-E20. [10]

3.5.7 Přemístění hydraulické nádrže do střední části křídla

Hydraulický systém a modelu L 410 NG udržuje stejný koncept a funkce jako stávající L 410 UVP-E20. Jedinou změnou v hydraulickém systému je přemístění hydraulické nádrže z levé části křídla do střední části křídla mezi první dvě žebra od kořenu křídla. U modelu L 410 UVP-E20 hydraulické potrubí obchází hydraulickou nádrž, zatímco u modelu L 410 NG je hydraulické potrubí, směřující po obou stranách křídla, identické a přímé. Přípojka hydraulického tlaku a sacího plnění hydraulické nádrže zůstává nainstalována v gondole levého motoru za protipožární přepážkou. [10]

3.6 Instalace systému Garmin G3000 – Glass cockpit

Garmin G3000 je instalován do modelu L 410 NG (viz Obrázek 18). Tato instalace nahrazuje původní avioniku EFIS u modelu L 410 UVP-E20. Úpravy zahrnují instalaci modifikovaných přístrojových a ovládacích panelů a instalaci LED světel pro osvětlení kokpitu.



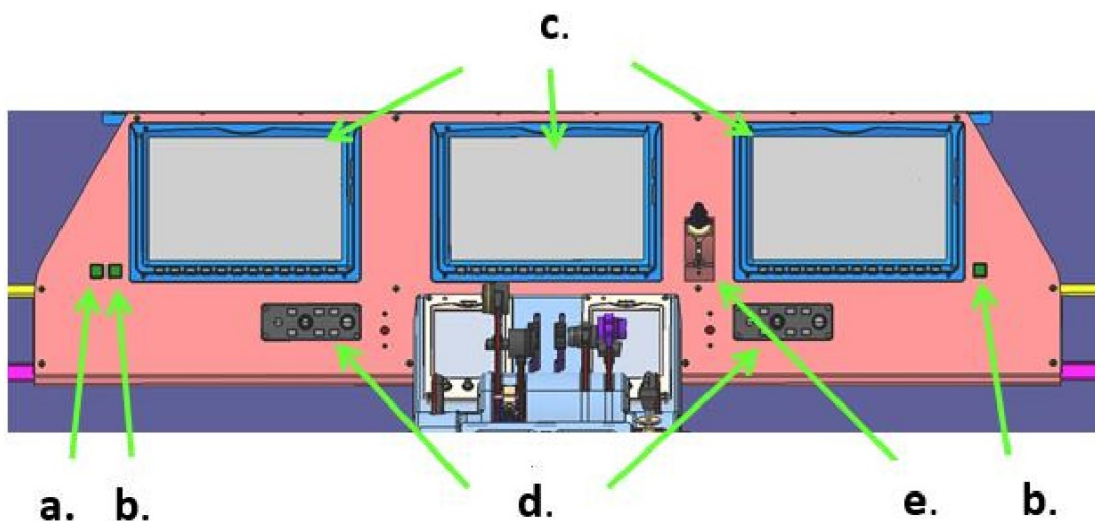
Obrázek 18 – Kokpit letounu L 410 NG [10]

Přístrojový panel

Přístrojový panel pro obrazovky PFD a MFD je navržen z jednoho kusu, oproti třídielnému panelu u modelu L 410 UVP-E20 a můžete jej vidět na Obrázku 19.

Na panelu je instalováno následující:

- a. Eaton 584 - , 1ks (Na straně kapitána)
- b. Eaton 584 – Ovladač zrcadlení zobrazovacích jednotek, 2ks (Na straně kapitána)
- c. GDU 1200W – 12 palcová obrazovka
- d. GCU 275 – Ovládací prvky primárního letového displeje
- e. Ovládací páka přistávacího zařízení



Obrázek 19 – Přístrojový panel L 410 NG [10]

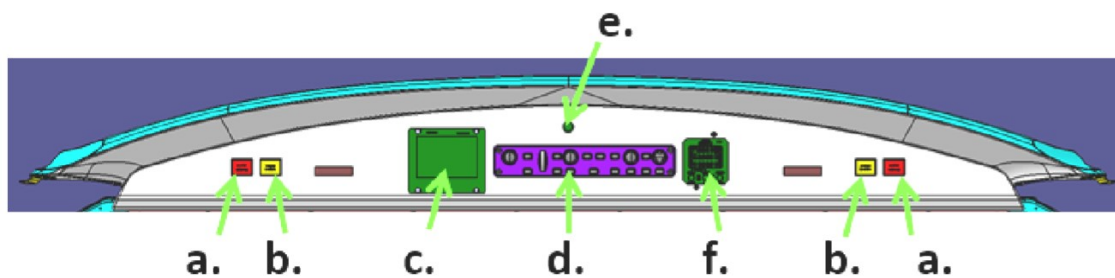
Kryt přístrojového panelu

Kryt přístrojové desky L 410 NG má stejné rozměry a upravený tvar, je vyroben z kompozitního materiálu a je posunut o 30 mm blíže k pilotům (viz Obrázek 20).

Na krytu přístrojového panelu je instalováno následující:

- a. Varovná tabla, 2ks
- b. Výstražná tabla, 2ks
- c. ESI 2000 - Elektronické záložní přístroje
- d. GMC 700 - Ovladač režimu autopilota
- e. Mikrofon

f. CM30 - Digitální chronometr



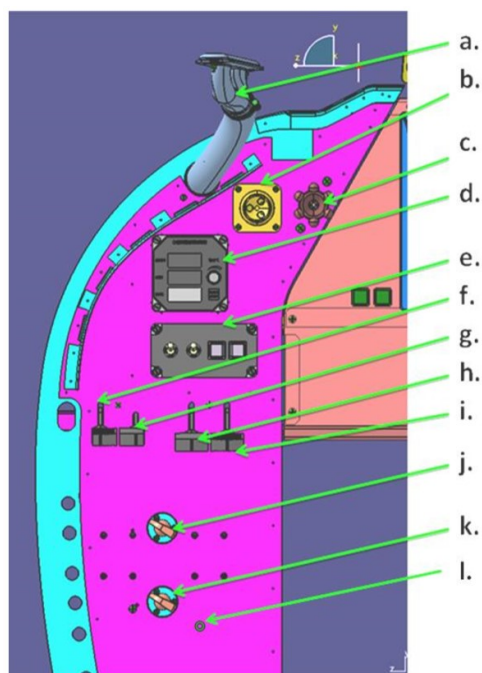
Obrázek 20 – Krypt přístrojového panelu [10]

Levý ovládací panel

Levý ovládací panel je upraven pro instalaci modifikovaných ovládacích panelů leteckých systémů. Instalované prvky na ovládacím panelu lze vidět na Obrázku 21.

Na levém ovládacím panelu je instalováno:

- a. Modifikované větrací otvory pro ofukování okna
- b. Větrací tryska
- c. Škrťací ventil okenních stěračů
- d. LUN 5722 – Teplotní ovládací panel
- e. F0082311 – Ovládací panel klimatizace
- f. Ovládací páka přísunu vzduchu do pilotní kabiny
- g. Ovládací páka ofukování čelního skla
- h. Ovládací paka zásoby studeného vzduchu
- i. Ovládací páka uzavírací klapky pro oddělení vyhřívání kabiny pilotů a kabiny pro cestující
- j. Přepínač mezi pitot-statickými systémy
- k. Přepínač nouzového statického tlaku
- l. Indikace poruchy



Obrázek 21 – Levý ovládací panel L 410 NG [10]

Pravý ovládací panel

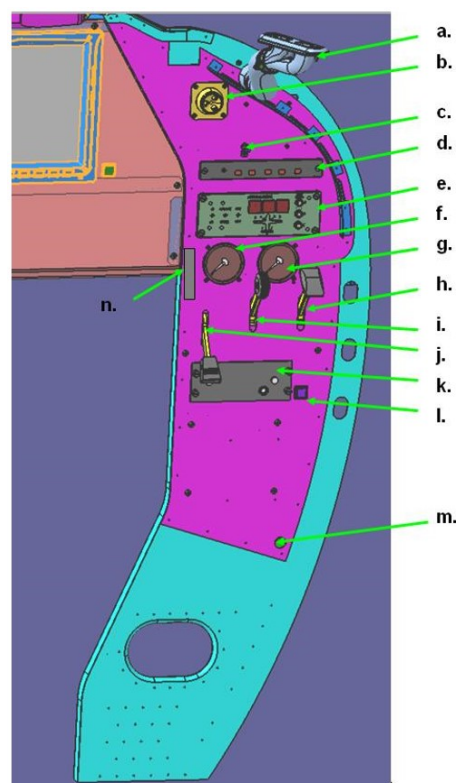
Tento ovládací panel je upraven pro instalaci modifikovaných ovládacích prvků a indikátorů leteckých systému, které lze vidět na Obrázku 22.

Na pravém ovládacím panelu je instalováno následující vybavení:

- a. Modifikované větrací otvory pro ofukování bočního okna
- b. Větrací tryska
- c. LUN 1108 – Nastavovací prvek rychloměru pádové rychlosti
- d. LUN 2732 - Ovládač a indikátory ohřevu pitot-statických trubic
- e. LUN 5710 – Ovládací panel odmrazovacích systému
- f. MA 100 - Indikátor tlaku parkovacích brzd
- g. MA 16K-Tlakový indikátor hasícího přístroje předního zavazadlového prostoru
- h. Ovládací pák parkovacích brzd
- i. Ovládací páka nouzového vytažení přistávacího zařízení
- j. Ovládací páka nouzového vysunutí vztlakových klapek
- k. S161 CVR – řídicí jednotka

l. Eaton 582 – Indikátor funkce a poruchy

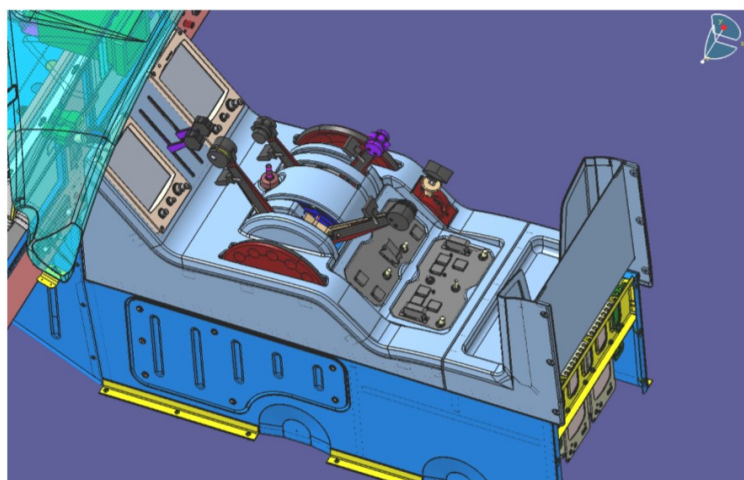
m. Zásuvka 28 V DC



Obrázek 22 – Pravý ovládací panel L 410 NG [10]

Středová konzola

Přední, střední a zadní panely konzoly, mezi piloty modelu L 410 UVP-E20, jsou nahrazeny středovou konzolí z jednoho kusu u modelu L 410 NG, zvýšenou o 50 mm. 3D pohled střední konzole můžete vidět na Obrázku 23. [10]



Obrázek 23 – Středová konzole L 410 NG [10]

Osvětlení kabiny pro piloty

Osvětlení kokpitu se skládá z osvětlení horního panelu, osvětlení středového podstavce, osvětlení ovládacích panelů a čtecí osvětlení.

Osvětlení horního panelu a středového podstavce je zajištěno pomocí světel, která jsou umístěna na svislém ovládacím potrubí. Pro osvětlení levého a pravé ovládacího panelu slouží pouze jedno světlo pro každý z těchto panelů. Zapnutí a nastavení jasu světel se provádí pomocí společného ovladače jasu. Ovladač jasu je označen nápisem COCKPIT a je nainstalován na horním panelu na hlavou.

Kromě toho se světlo, osvětlující horní panel, zapíná a vypíná automaticky spínačem instalovaným na rámu vstupních dveří. Když jsou vstupní dveře zavřené, světlo nesvítí. Funkce spínače je blokována ovladačem jasu osvětlení.

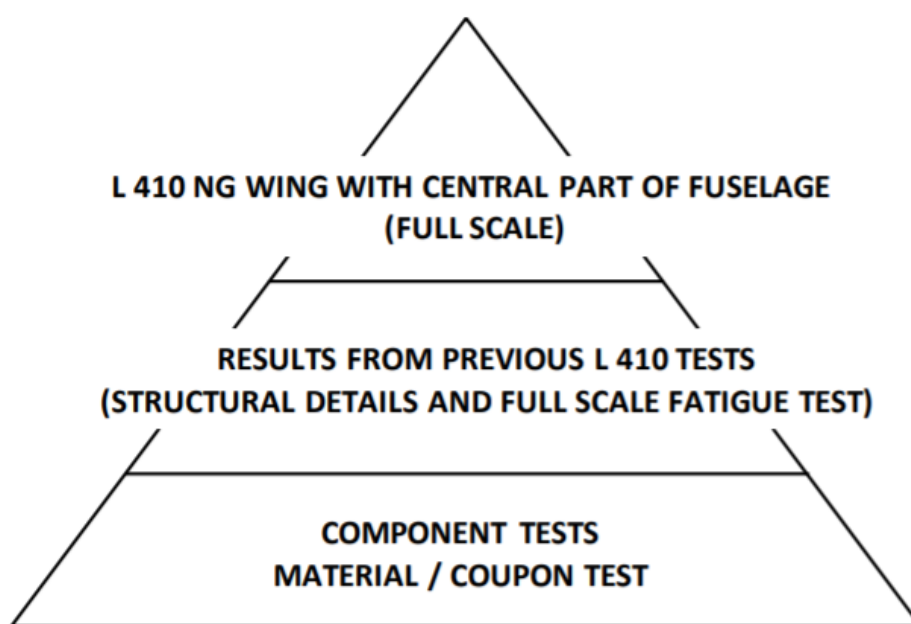
Nad hlavami pilotů jsou instalovány dvě čtecí světla. K zapnutí a nastavení jasu se používají dva ovladače a každé světlo se ovládá samostatně. [10]

4 Charakteristika certifikačních zkoušek L410 NG

Proces certifikace je velmi složitá a dlouhodobá záležitost. Každodenně jsou tisíce vzorků, od jednoduchých až po ty nejsložitější, upínány do jednoosých zatěžovacích souprav. Letoun je podroben různými typy zkoušek, které získávají důležitá statická data, materiálové charakteristiky ze strany únavových křivek, statické pevnosti a charakteristik pro damage tolerance analýzy, jako jsou rychlosti šíření trhlin.

K provedení pevnostních výpočtů se používá metoda konečných prvků (MKP). K tomu se používá několik preprocesorů, postprocesorů a řešičů, ve kterých probíhá příprava, zpracování a vyhodnocení výsledků.[2]

Testovací pyramida pro konstrukční testy F&DT (Fatigue and Damage Tolerance) zahrnuje testy materiálů, komponentů, jednotlivých letadlových celků, konstrukční zkoušky předchozích verzí L 410 a nakonec testování kompletního křídla se střední částí trupu L 410 NG (viz Obrázek 24).



Obrázek 24 – Schéma testovací pyramidy [10]

4.1 Testy materiálových charakteristik vzorku

Hlavním účelem těchto testů je stanovit materiálovou databázi, která je následně použita pro analýzy damage tolerance a únavové životnosti.

Provedeny jsou následující typy testů:

- Testy únavové životnosti
- Testy šíření trhlin
- Test R-křivky - znázorňuje záznam odporu tělesa (zkušebního vzorku daného materiálu s iniciovanou trhlinou) proti šíření trhliny
- Zkouška lomové houževnatosti při rovinné deformaci

4.2 Zkouška vzorků proměnlivou amplitudou zatížení

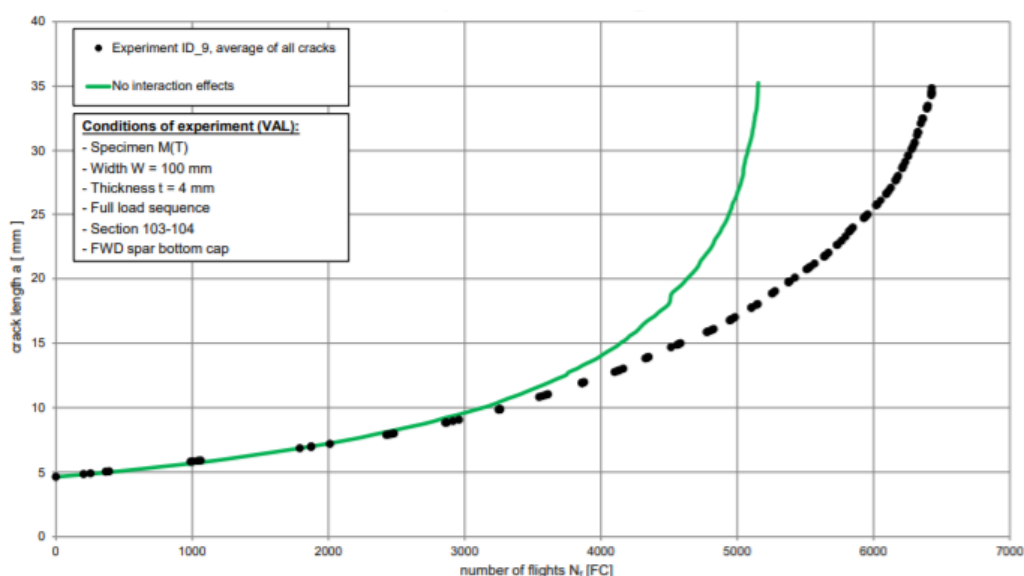
Tyto testy byly prováděny pod zátěžovou sekvencí. Hlavním účelem těchto testů je ověřit platnost modelů šíření trhlin.

Nálezy a výsledek testů

Model šíření lineární trhliny (nepředpokládající účinky zatížení) byl porovnán s výsledky testů protože pouze lineární model byl použit pro analýzy damage tolerance.

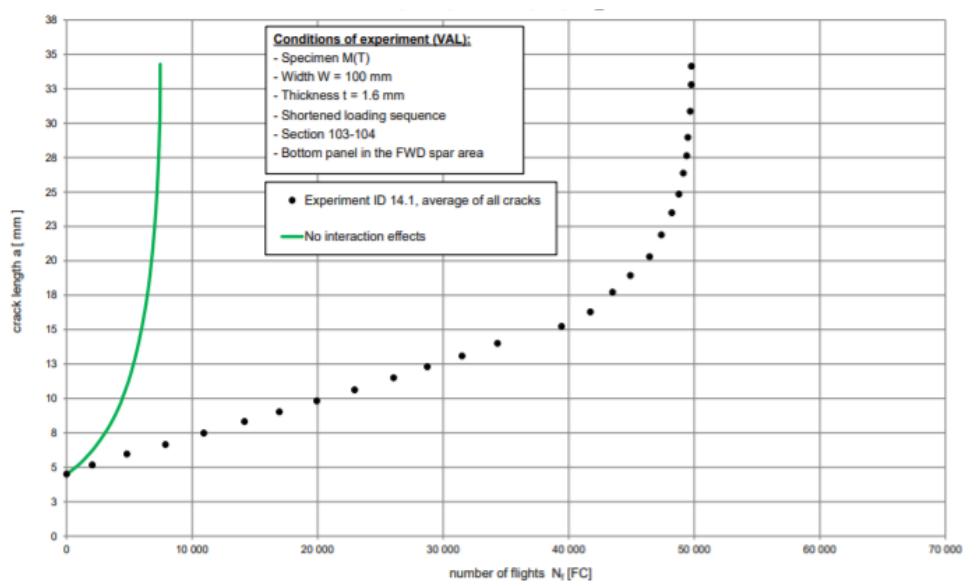
Bylo nalezeno:

- Pro hliníkové slitiny:
 - Polotovar hliníkové desky – model vede ke konzervativním předpovědím šíření trhlin ve srovnání s výsledky testů, které lze vidět na následujícím obrázku



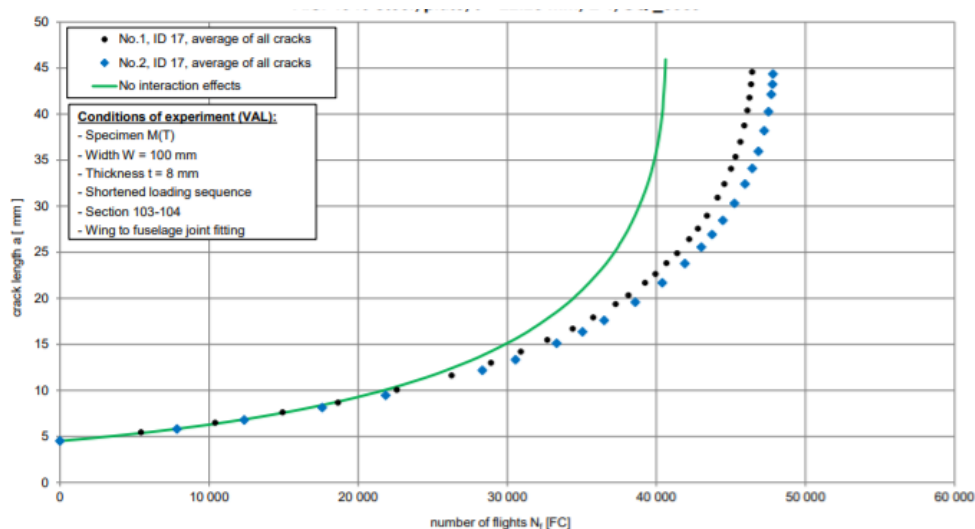
Obrázek 25 – Porovnání modelu s výsledky testů [10]

- Plechové polotovary – model vede k významně konzervativní předpovědi šíření trhlin ve srovnání s výsledky testů, jak můžete vidět na Obrázku 26



Obrázek 26 – Porovnání modelu s výsledky testů [10]

- Pro slitinu oceli 4340 (plechový polotovary) model vede k mírně konzervativní předpovědi šíření trhliny ve srovnání s výsledky testů, což lze vidět na následujícím obrázku



Obrázek 27 – Porovnání modelu s výsledky testů [10]

Závěrem, lineární model je považován za konzervativní. Jeho použití je oprávněné pro damage tolerance analýzy na letounu L 410 NG. [10]

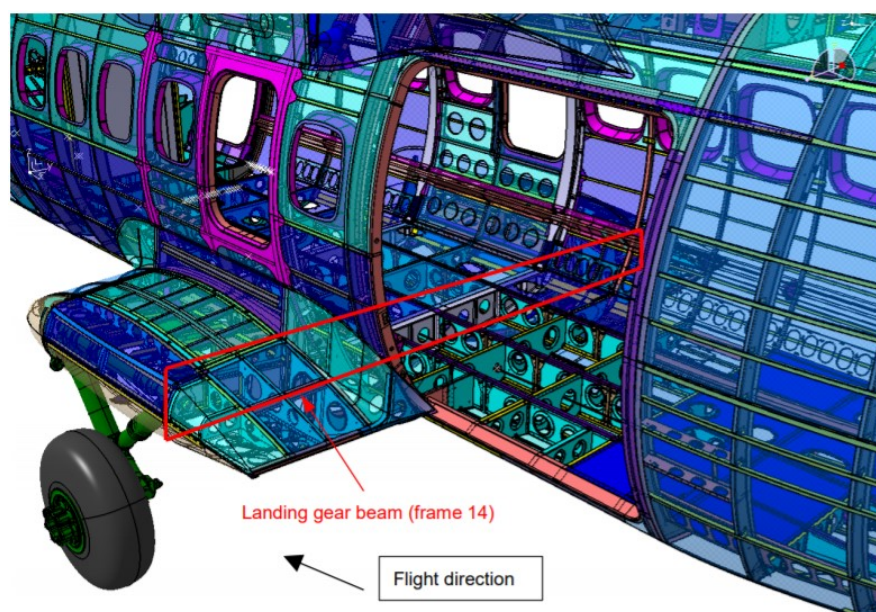
4.3 Testy komponentů s konstantní amplitudou zatížení

Rozsah těchto testů je následující:

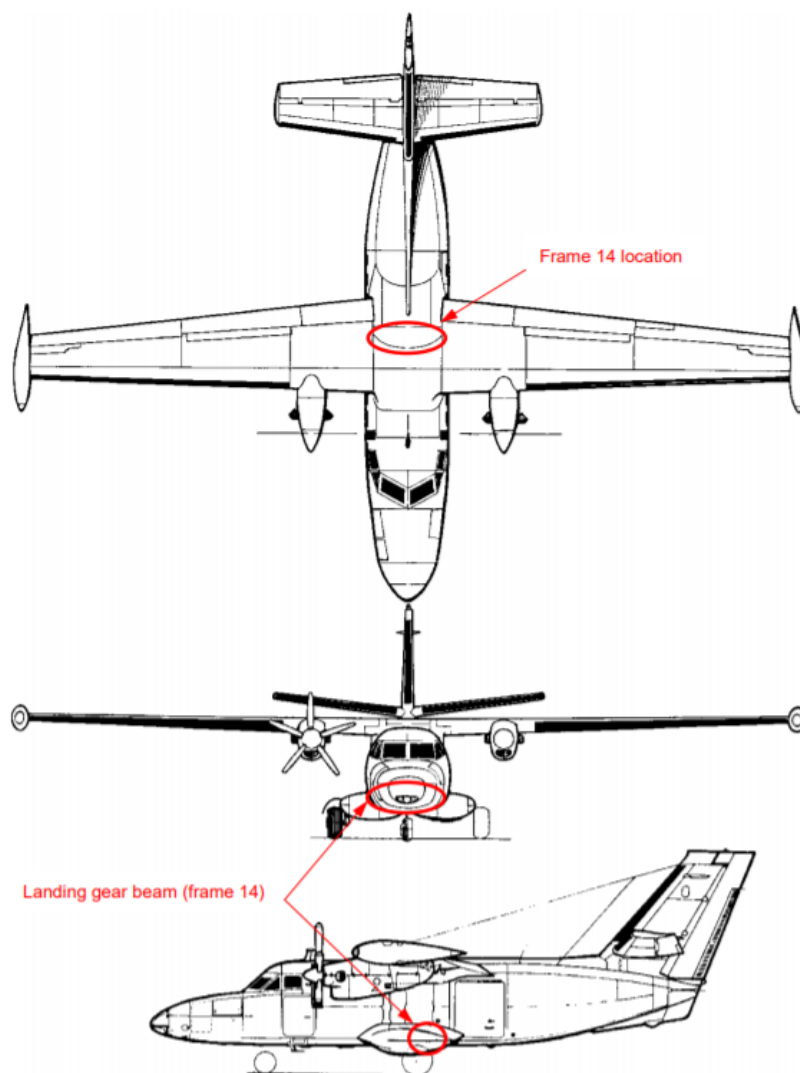
- Nosník hlavního přistávacího zařízení
- Smykový spoj spodní části křídla v sekci 0 (21-22,104-8)
 - Původní (originální) test konstrukce
 - Upravený (modifikovaný) test konstrukce
- Test závěsu klapky na trupu

4.3.1 Test nosníku hlavního přistávacího zařízení L 410 NG

Cílem zkoušky je poskytnout patřičná data pro vyhodnocení únavové životnosti nosníku hlavního přistávacího podvozku (Zkoušce byl podroben nosník na přepážce 14) letounu L 410 UVP-E20 a L 410 NG. Nosník je vyroben z nově navržené slitiny hliníku. Lokalizace testovaných částí lze vidět na Obrázku 28 a 29.



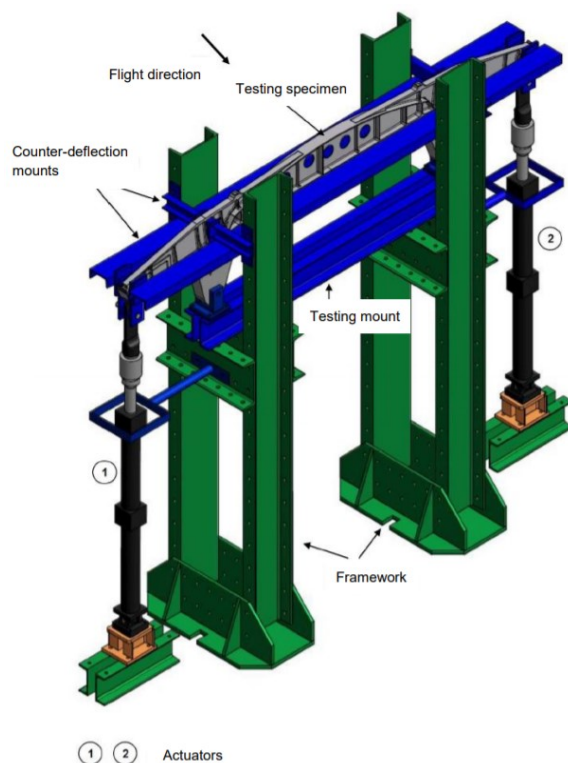
Obrázek 28 – 3D pohled – nosník hlavního podvozku [10]



Obrázek 29 – Lokalizace testované části [10]

Testovací sestava

Testovací kus je zastupován sestavou vzorku nosníku hlavního přistávacího podvozku na přepážce 14. Nosník je přišroubován k segmentům makety přepážky 14, které slouží k uchycení k testovací soustavě, a je zatěžován svislými silami v ose upevnění přistávacího zařízení. Náhrady přilehlé konstrukce, které jsou nanýtovány a přišroubovány k nosníku, simulují samotnou nosníkovou sestavu letounu a jejich účinky. Celá testovací sestava je zobrazena na Obrázku 30.



Obrázek 30 – Uložení testovacího vzorku – nosník hlavního podvozku [10]

Nálezy a výsledek testu

Test byl ukončen po nasimulování 586 521 programových cyklů. Z testu byly vypořizorovány následující nálezy:

- únavové trhliny ve výřezu podélníku
- únavová trhlina v centrální torzní skříní a na jejích panelech
- únavová trhlina v torzní skříní iniciovaná z otvoru pro nýt
- selhání styčníku
- únavová trhlina iniciovaná z výřezů torzní skříně

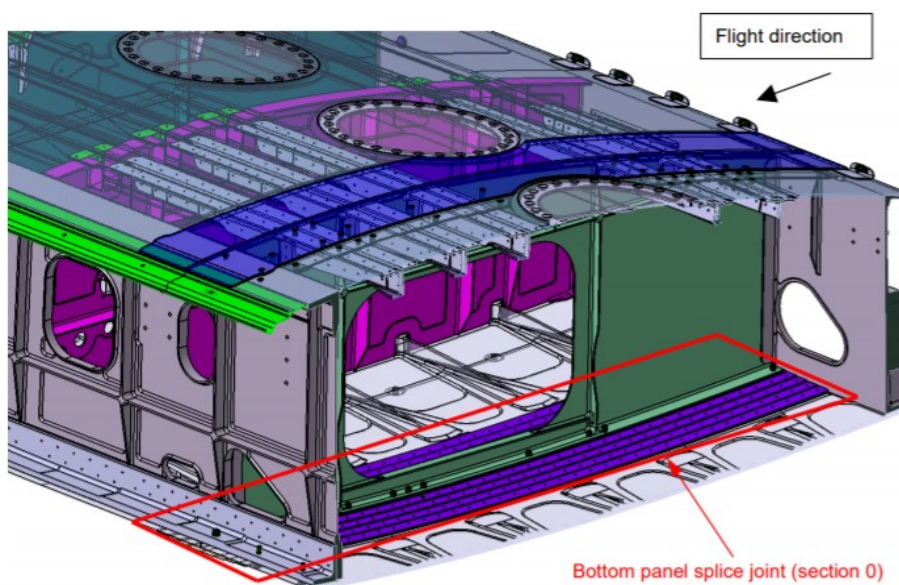
Bylo zjištěno, že dodatečné modifikace musí být zhotovené tak, aby dosáhly požadované odolnosti. Modifikace obsahovala novou úpravu nýtových otvorů technikou „cold working“ a následně použití pevných nýtů s kompenzátorem. [10]

4.3.2 Test smykového spoje spodní části křídla

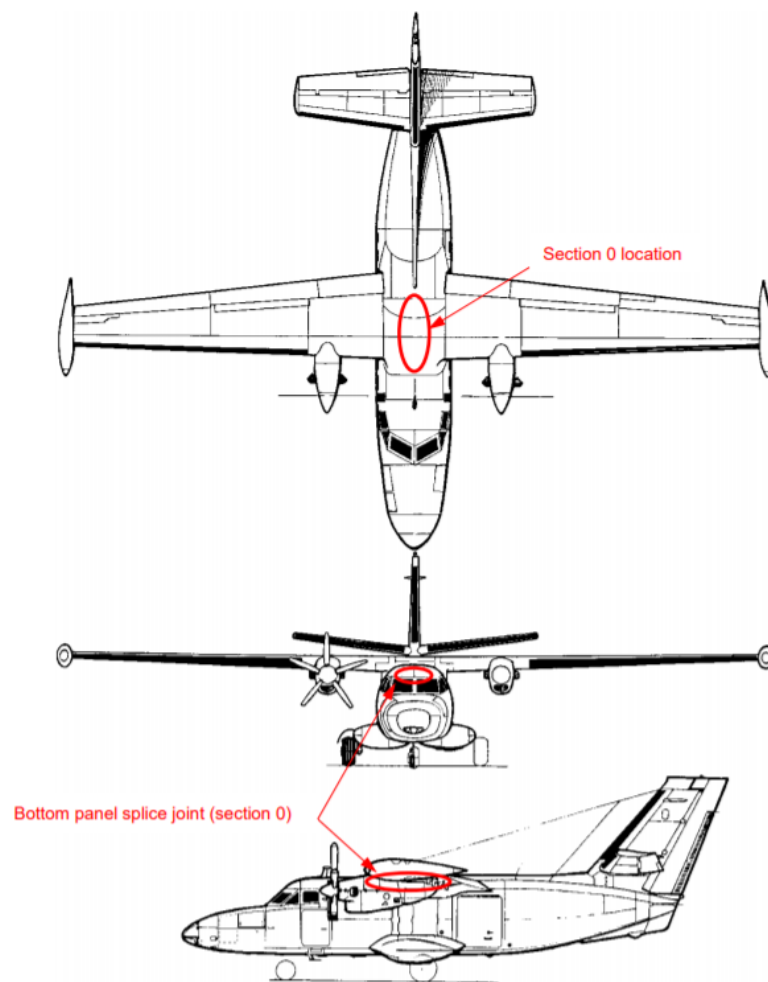
V průběhu certifikace byly prováděny testy na spojích spodní částí křídla v několika sekcích křídla. V této kapitole je popsána zkouška v sekci 0.

Tato zkouška má sloužit k poskytnutí dat pro zjištění únavové životnosti spoje spodní části křídla v sekci 0. Umístění zkoušené části je zobrazeno na Obrázku 31 a 32. Byly provedeny dva druhy testů:

- Původní (originální) konstrukční test (zahrnující zakončení podélníku a drenážní otvory)
- Upravený (modifikovaný) konstrukční test (pouze spoj spodní části)



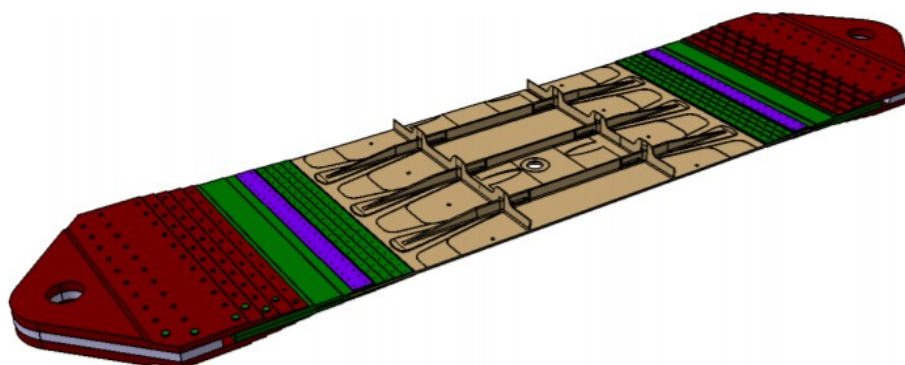
Obrázek 31 – 3D pohled – spodní panel smykového spoje spodní části [10]



Obrázek 32 – Lokalizace testované části [10]

a) Původní (originální) konstrukční test

Tyto testy byly provedeny pro smykový spoj spodní části křídla (viz Obrázek 33). Testovací vzorek tohoto spoje je vyroben společně se zakončením podélníků, drenážními otvory a otvory pro palivový systém.



Obrázek 33 – Testovací vzorek – smykový spoj spodní části křídla [10]

Testovací sestava

Jeden vzorek byl testován za účelem zjištění únavové životnosti. Je upevněn v jednoosém testovacím hydraulickém zařízení, kde je systematicky namáhán. Testovaný vzorek byl zatěžován silou v intervalu maximální a minimální předem stanovené hodnoty.

Nálezy

Po dokončení testu byly zaznamenány tyto nálezy.

- nedokonalosti vzniklé při výrobě
- rohové trhliny drenážních otvorů
- únavové trhliny v první řadě smykového spoje spodního panelu
- únavové trhliny nýtových otvorů k připevnění imitace drenážní jímky

b) Upravený (modifikovaný) konstrukční test

Tyto testy byly rovněž provedeny pro smykový spoj spodní části křídla. Ve srovnání s předchozím testem, vzorky tohoto testu byly ochuzeny o zakončení podélníků.

Testovací sestava

Za účelem testu únavové životnosti bylo testem podrobena dvanáct vzorků. Testovací vzorky byly opět upevněny do čelistí jednoosého testovacího hydraulického zařízení (viz Obrázek 34). Použitý zátěžový program probíhal s harmonickými cykly.

Nálezy a výsledek testu

Výsledky původního testu ukázaly nízkou odolnost než je požadována. Byly provedeny následující úpravy:

- trhací nýty v oblasti drenážních jímek byly vyměněny za pevné nýty s kompenzátory
- eloxování kyselinou chromovou bylo nahrazeno metodou nanášení chromového povlaku
- rozměry smykového spoje byly změněny (byla zvětšena tloušťka panelu v oblasti spoje)
- zavedení zesílení otvorů pro drenážní a palivový systém

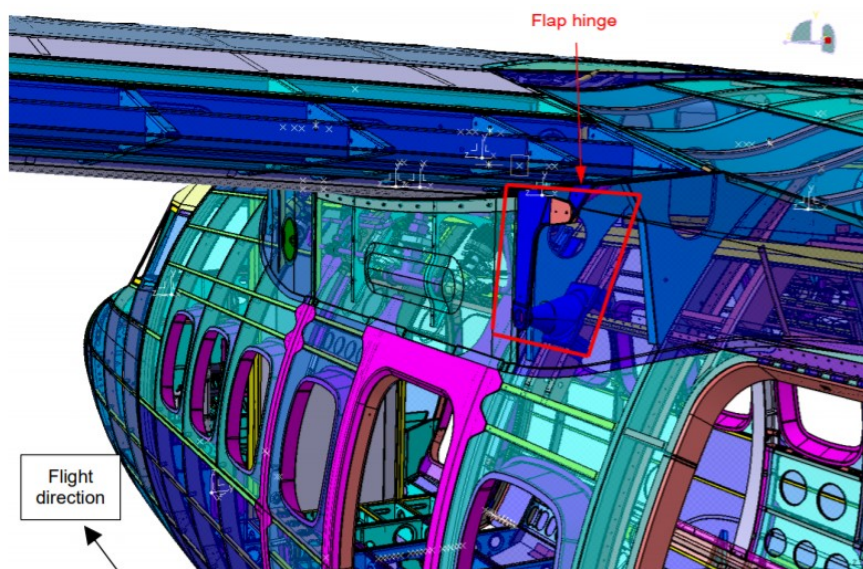
Upravený konstrukční test, porovnaný s testem původním, byl provedený za účelem dokázat zvýšení únavové životnosti smykového spoje. V tomhle porovnání vykazuje upravený test lepší výsledky a jsou dostačující pro servis konstrukce letounu L 410 NG. Únavová životnost pro smykový spoj dolního panelu byla tedy vypočítána jako 33064 letových hodin/cyklů. [10]



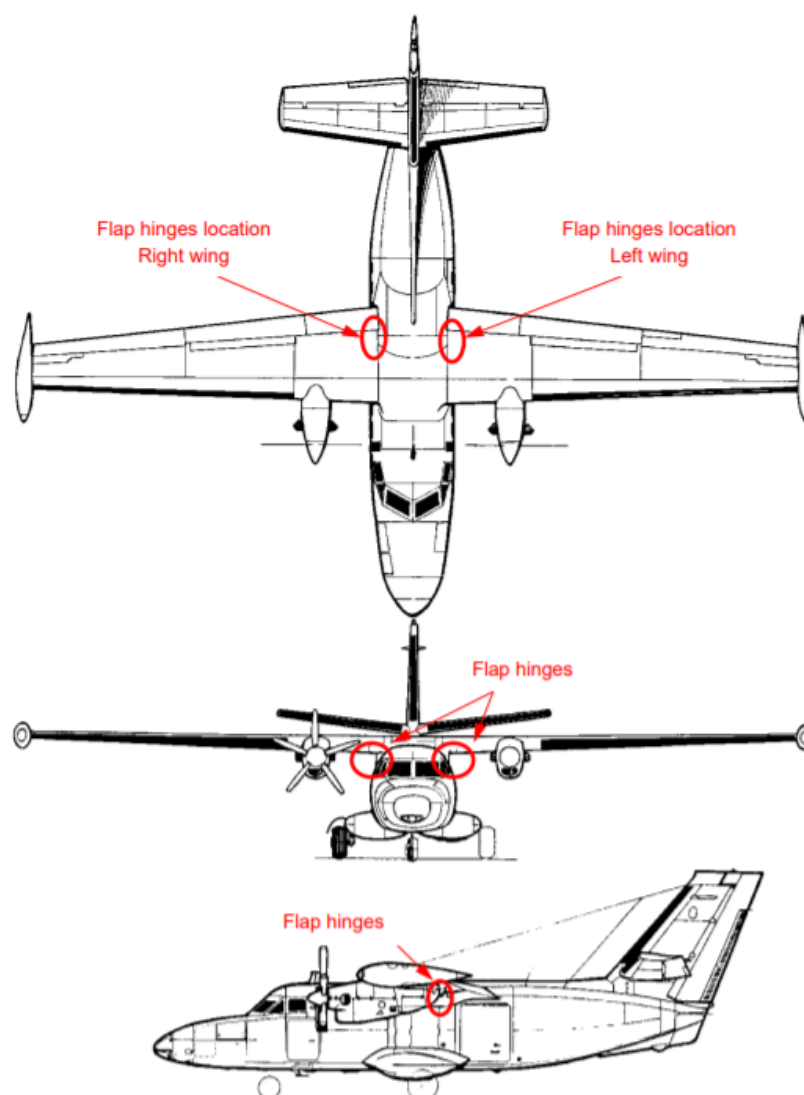
Obrázek 34 – Uchycení testovacího vzorku [10]

4.3.3 Test závěsu klapky na trupu L410 NG

Hlavním cílem této zkoušky bylo poskytnutí dat pro vyhodnocení únavové životnosti závěsů klapky letounu L 410 NG. Umístění testovaných závěsů můžete vidět na následujících obrázcích.



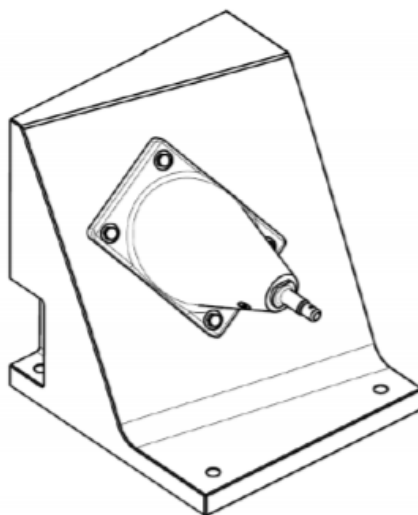
Obrázek 35 – 3D pohled – závěs klapky [10]



Obrázek 36 – Lokalizace testované části [10]

Testovací sestava

Byly testovány dva vzorky za účelem zjištění únavové životnosti. Testovací vzorky (viz Obrázek 37) byly připevněny pomocí fixační podložky k horní příčce rámu. Zatížení bylo aplikováno na část klapky daného vzorku přes rukojeť přišroubovanou k testovacímu zařízení. Zátěžové zkoušky těchto vzorků byly prováděny při stanovené síle a frekvenci za účelem zjištění počtů cyklů do jeho plastické deformace.



Obrázek 37 – Testovací vzorek – závěs klapky [10]

Nálezy a výsledek testu

Počet cyklů, při kterém došlo k deformaci testovacího vzorku byl v řádu miliónu. . Typické selhání vzorku v nejslabších místech lze vidět na Obrázku 38.



Obrázek 38 – Únavová zlomenina závěsu klapky [10]

Únavová životnost závěsu klapky splňuje požadovanou odolnost a byla vypočítána a stanovena na 30000 letových hodin/cyklů. [10]

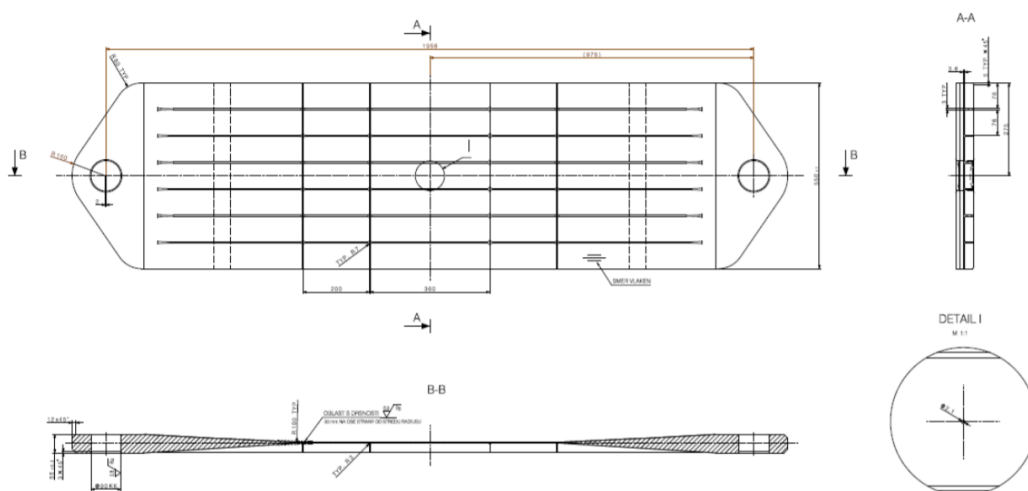
4.4 Testy komponentů s proměnlivou amplitudou zatížení

Rozsah testů komponentů s proměnlivou amplitudou zatížení:

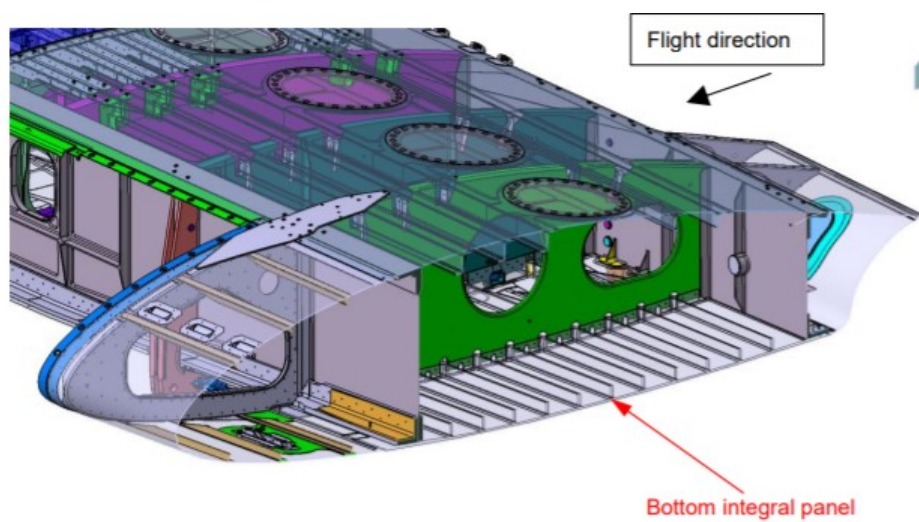
- Spodní integrální panel s počátečním defektem v potahu
- Spodní integrální panel s počátečním defektem v podélném nosníku
- Sestavený panel s počátečním defektem v potahu

4.4.1 Spodní integrální panel s počátečním defektem v potahu

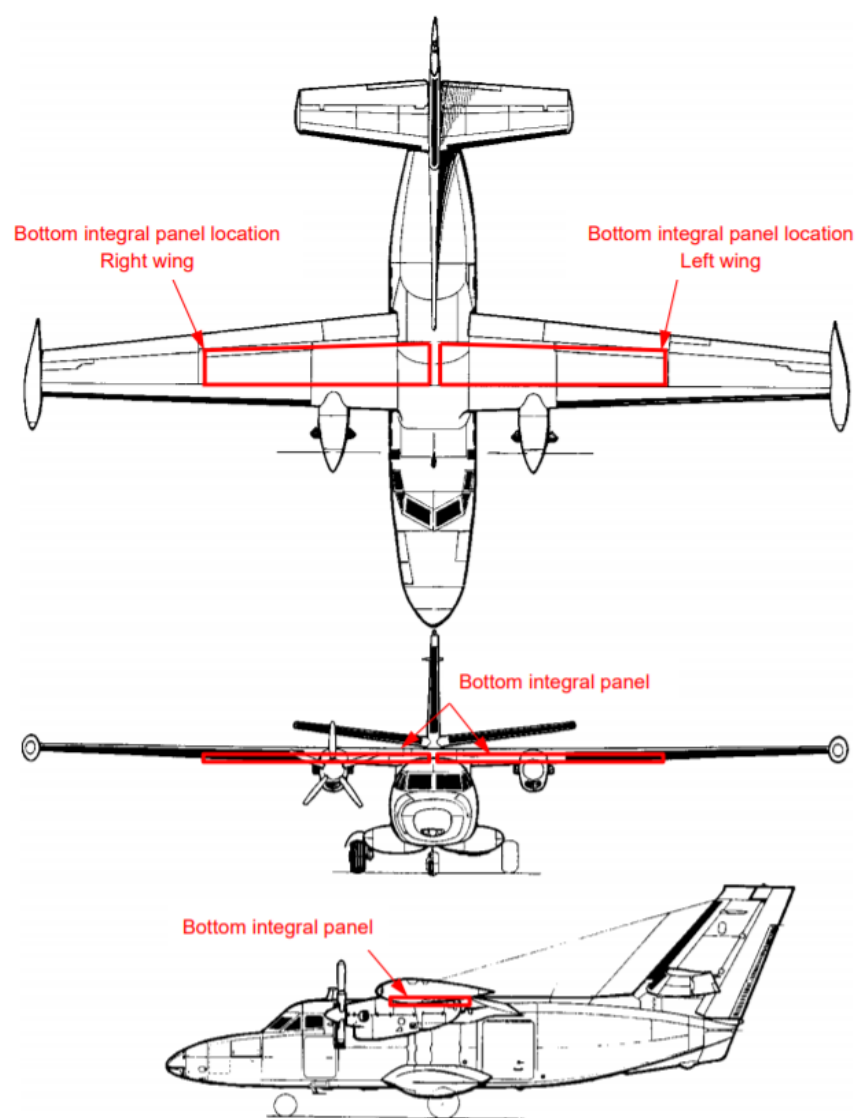
Cílem zkoušky bylo vyšetřit šíření únavové trhliny ve spodním integrálním panelu vyrobeného ze slitiny hliníku. Vzorek zastupuje spodní panel křídla v sekci 104 a jeho lokalizace lze vidět na Obrázcích 40 a 41. Defekt byl umístěn do potahu uprostřed vzorku a jeho označení lze vidět na Obrázku 39.



Obrázek 39 – Schéma testovacího vzorku [10]



Obrázek 40 – 3D pohled – spodní integrální panel [10]



Obrázek 41 – Lokalizace testované části [10]

Testovací sestava

Zkoušený vzorek byl zatěžován v jednoosém testovacím zařízení. V průběhu testu byly okraje panelu a umístění žeber chráněny před ohnutím a zároveň tato ochrana poskytovala možnost kompresního zatížení.

Je použita náhodná sekvence zatížení, simulující jak vzdušné tak pozemní zatížení typické pro operace L 410 NG a zastupuje 3000 letových cyklů. Jeden letový cyklus je zde rovný jedné letové hodině. Bylo provedeno odstranění zátěžových cyklů s nízkou amplitudou. Sekvence zatížení je odvozena z testu celého křídla a střední části trupu letounu L 410 NG.

Nálezy a výsledek testu

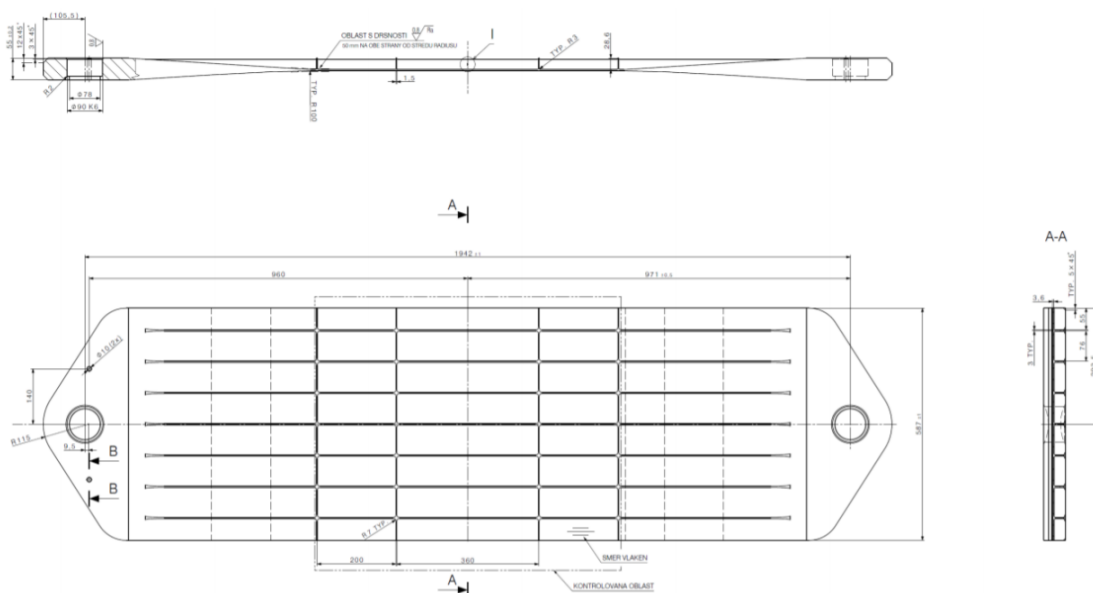
Předpověď šíření trhliny, používající lineární model, se ukázala být velmi konzervativní pro vyztužený panel.

Test zbytkové pevnosti byl proveden na trhlíně a určité délce. Síla zbytkové pevnosti pro tuhle délku trhliny byla předpovězena na několik set tisíc newtonů, která byla při zátěžovém testu překročena v řádech desítek tisíc newtonů.

Analýza zbytkové pevnosti ukázala velmi dobrou korelaci s daty testu. V porovnání s výsledky byla v přijatelných mezích. [10]

4.4.2 Spodní integrální panel s počátečním defektem v podélném nosníku

Cílem tohoto testu bylo, stejně jak v testů předchozím, vyšetřit šíření únavové trhliny ve spodním integrálním panelu vyrobeného ze slitiny hliníku 7475-T7351. Vzorek zastupuje spodní panel křídla v sekci 104. Defekt byl umístěn do podélného nosníku uprostřed vzorku a jeho lokalizaci lze vidět na Obrázku 42.



Obrázek 42 – Schéma testovacího vzorku [10]

Lokalizace testované části a průběh zkoušky jsou stejné jako v předchozí zkoušce, avšak nálezy a výsledky jsou odlišné.

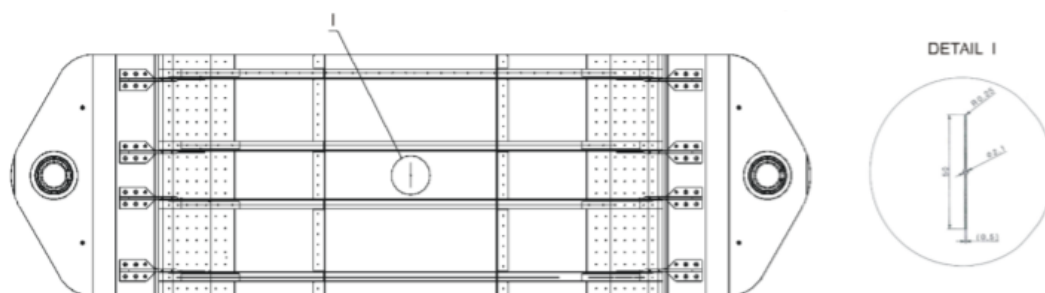
Nálezy a výsledek testu

Test zbytkové pevnosti byl proveden opět na trhlíně o určité délce. Síla zbytkové pevnosti pro tuhle délku trhliny byla předpovězená na hodnotu, která převyšuje hodnotu z předchozího testu. Zkoušky opět dopadly úspěšně, pro testovaný panel byla odhadovaná velikost zbytkové pevnosti rovněž převyšena

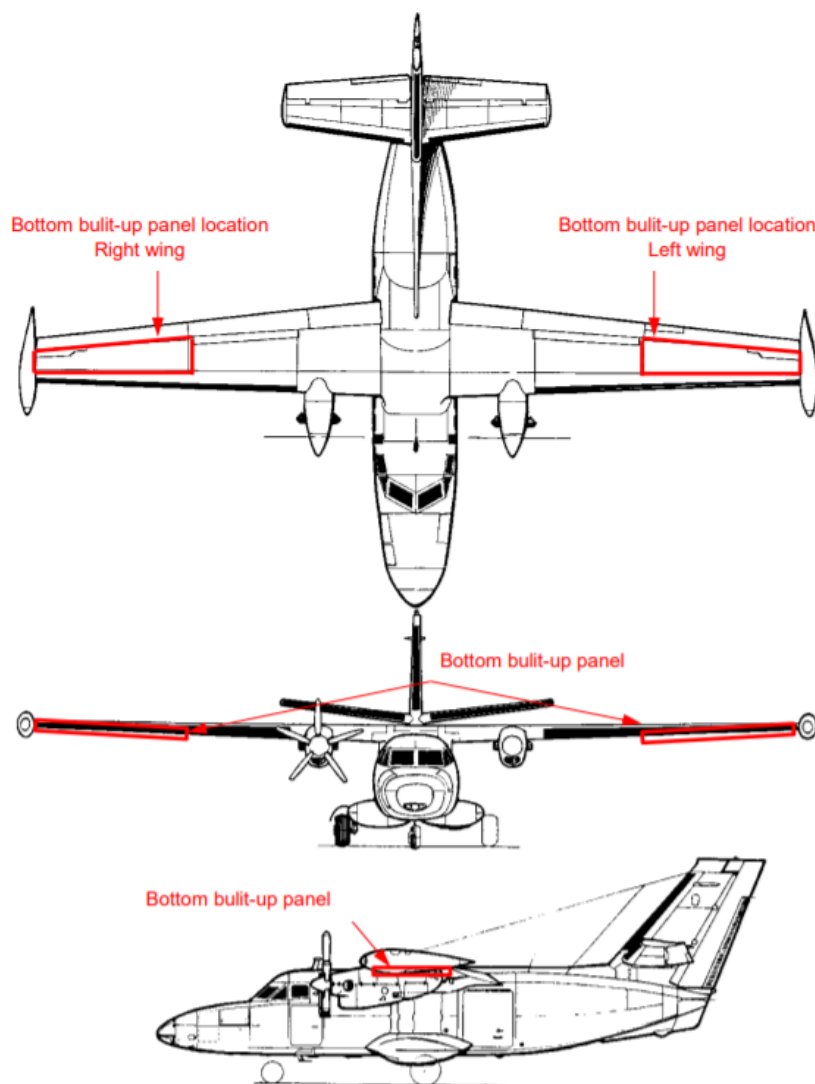
Analýza zbytkové pevnosti opět ukázala velmi dobrou korelaci s daty testu a v porovnání s výsledky byla v přijatelných mezích. [10]

4.4.3 Sestavený panel s počátečním defektem v potahu

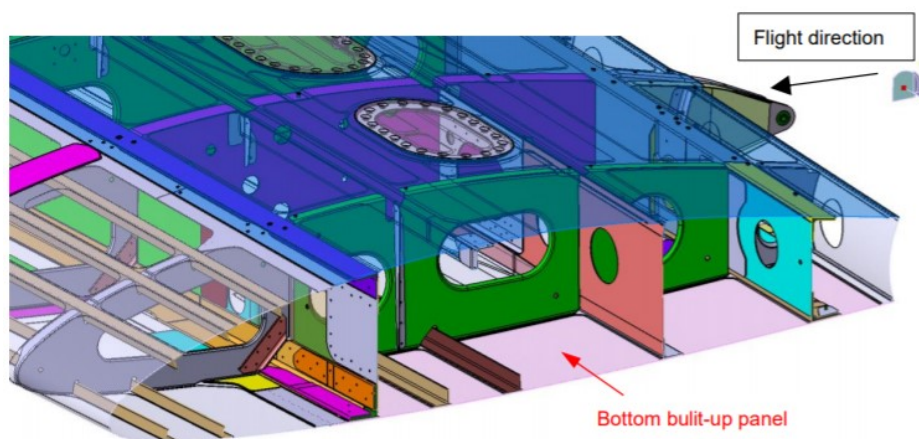
Záměrem tohoto testu bylo vyšetřit šíření únavové trhliny na spodním panelu křídla, jehož lokalizaci můžete vidět na Obrázcích 44 a 45, vyrobeného z dvou různých typů hliníkových slitin, jak pro potah, tak pro podélníky. Testovací vzorek zastupuje spodní panel křídla v sekci 22-23. Jak můžete vidět na následujícím obrázku, počáteční trhlina byla opět umístěna do potahu uprostřed panelu.



Obrázek 43 – Schéma testovacího vzorku [10]



Obrázek 44 – Lokalizace testované části [10]



Obrázek 45 – 3D pohled – spodní panel křídla [10]

Testovací vzorec prošel stejným procesem jako u předchozích testů. Jedná se pouze o jinak umístěný díl v křídle letounu s lišícími se nálezy a výsledky.

Nálezy a výsledek testu

Kromě šíření záměrně vytvořené trhliny, byla vypořádována přítomnost nově vzniklé trhliny. Z obecného hlediska bylo šíření trhlín velmi pomalé. Bylo nasimulováno více než 500000 letových cyklů / hodin, během kterých se délky trhliny rozšířily na desítky centimetrů.

Před provedením testu zbytkové pevnosti byly trhliny rozšířeny zatížením o konstantní amplitudě. Celková délka trhlín na začátku testu zbytkové pevnosti byla 177 mm (uměle vytvořená trhlina) a 151 mm (trhlina vzniklá v průběhu zkoušky). Síla zbytkové pevnosti měla během testu konstantní hodnotu. V rámci zadání testu byla provedena predikce, týkající se symetrickému šíření trhliny vytvořeného zářezu. [10]

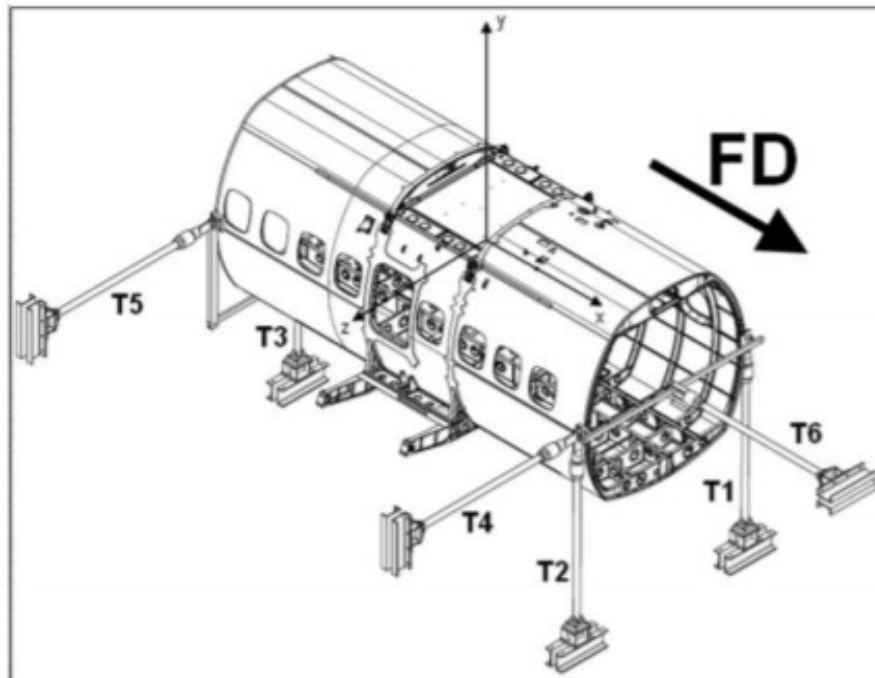
4.5 Zkoušky únavové životnosti v plném měřítku

4.5.1 Test křídla a střední části trupu letounu L 410 NG

Cílem tohoto testu je poskytnout experimentální data pro vyhodnocení damage tolerance a únavové životnosti křídla (vyjímaje pohyblivých částí vztlačových klapek, které byly testovány samostatně) a střední části trupu letounu L 410 NG.

Testovací sestava

Sekce střední části trupu (od přepážky č.8 až po č.18) je pevně staticky zavěšena a přichycena pomocí tyčí k podlaze testovacímu zařízení. Uchycení střední části trupu lze vidět na následujícím obrázku.

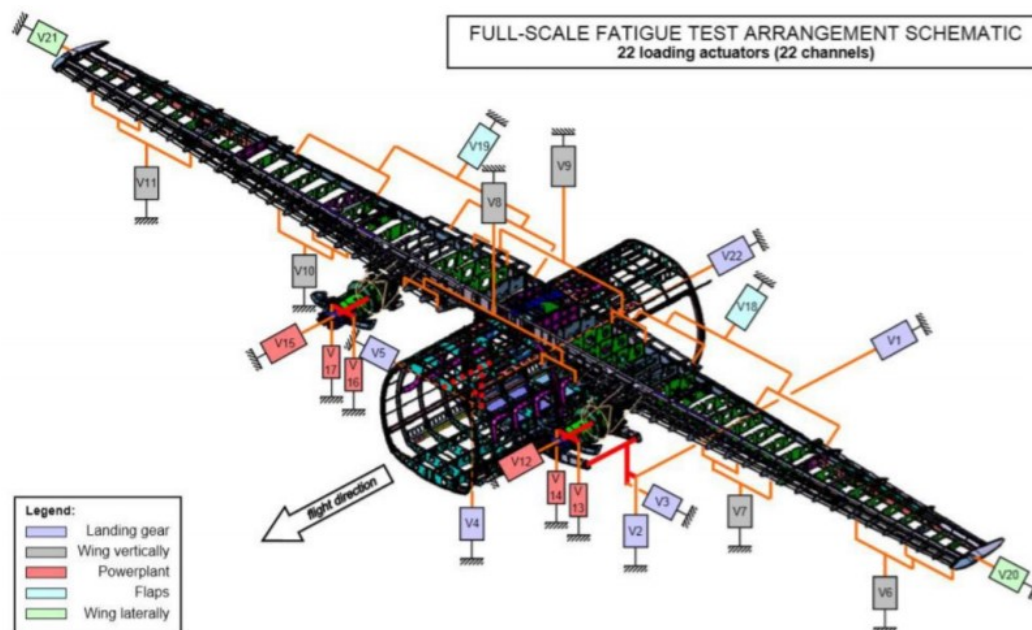


Obrázek 46 – Uchycení testované části (křídlo skryto pro ukázkou) [10]

Bylo stanoveno dvaadvacet kanálů (viz Obrázek 47), přičemž každému kanálu náleží jeden zátěžový regulátor (6 regulátorů vyvolává svislé zatížení křídla, 6 regulátorů vyvolává zatížení motorů, dalších 6 simulují hlavní přistávací zařízení, 2 vyvolávají zatížení vztlakových klapek a poslední 2 vyvolávají příčné zatížení na koncích křídla).

- regulátory vyvolávající svislé zatížení křídla: V6, V7, V8, V9, V10, V11
- regulátory vyvolávající zatížení motorů:
 - motor č.1 (levý) podélně: V12
 - motor č.1 (levý) svisle: V13, V14
 - motor č.2 (pravý) podélně: V15
 - motor č.2 (pravý) svisle: V16, V17
- regulátory simulující hlavní přistávací zařízení:
 - podélně: V1, V22
 - svisle: V2, V4
 - příčně: V3, V5

- regulátory vyvolávající zatížení vztlačových klapek: V18, V19
- regulátory vyvolávající příčné zatížení: V20, V21



Obrázek 47 – Schéma zavedení zátěže [10]

Nálezy a výsledek testu

Byla simulována životnost 30000 letových hodin/cyklů. Během periodických prohlídek na testovacích částech zjištěno 53 nálezů. Byly identifikovány jako:

- nedokonalosti při výrobě, které nejsou únavové trhliny
- únavové trhliny na potahu trupu blízko uchycení testované části, kde je nepravidelné zatížení
- trhlina na žebro v náběžné hraně křídla, způsobená lokálním přetížením zátěžového upínadla
- únavové trhliny v gondole přístávacího zařízení, které významně nepřispívají k přenášení zatížení jak za letu tak na zemi

Výchozí únavová životnost křídla a střední části trupu letounu L 410 NG byla vypočítána za předpokladu faktoru rozptylu 2 na 15000 letových hodin/cyklů. [10]

4.5.2 Hlavní přístávací zařízení letounu L 410 NG

Vyšší vzletová hmotnost letounu donutila výrobce vykonat zásadní změny v konstrukci podvozkových noh hlavního i předového podvozku. Proto byly provedeny únavové zkoušky předové i hlavní podvozkové nohy.

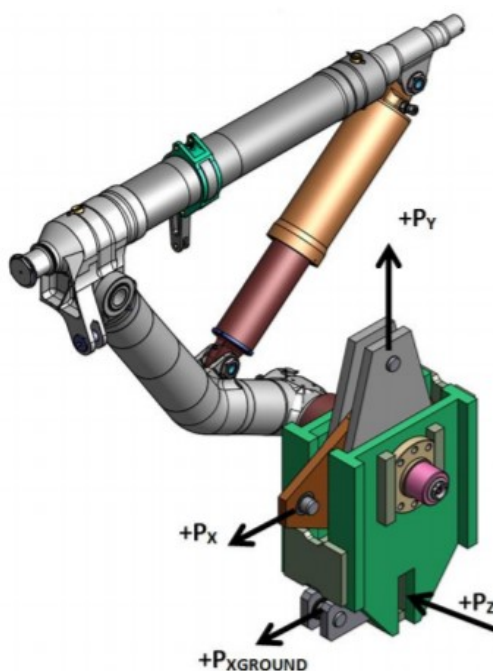
Hlavním cílem této zkoušky bylo poskytnutí dat pro vyhodnocení únavové životnosti hlavního přístávacího zařízení letounu L 410 NG.

Testovací sestava

Jednotka podvozku je zafixovaná v otevřené poloze, pomocí makety hydraulické pístnice.

Zatížení je na testovací vzorek zaváděno pomocí makety kola. Jsou stanoveny 4 zátěžové kanály (viz Obrázek 48) – 2 kanály pro regulátory působící na hřídel kola a 2 pro regulátory působící v bodě dotyku pneumatiky se zemí:

- zatížení působící na hřídel kola:
 - horizontální síla P_X
 - svislá síla P_Y
- zatížení působící v bodě dotyku pneumatiky se zemí:
 - horizontální síla $P_{XGROUND}$
 - příčná síla P_Z



Obrázek 48 – Schéma zavedení zátěže [10]

Nálezy a výsledek testu

Byla detekována únavová trhлина na rameně páky po nasimulování několika desítek tisíc letových cyklů. Po překročení horní mezní hodnoty letových cyklů byla páka vyměněna.

Trhliny vznikla z malého otvoru pro mazací čep. Konstrukce tohoto místa je stejná jako u všech řad letounu L 410 NG a nejsou žádné záznamy o problémech s únavovou životností.

Test pokračoval do určité hodnoty letových cyklů bez selhání a za účelem prodloužení životnosti letadlového celku až do hodnoty 350000 letových cyklů.

Hodnota únavové životnosti kompletního přistávacího zařízení byla stanovena na 30000 letových cyklů, vyjímaje ramena páky hlavního přistávacího zařízení, jejíž hodnota byla zavedena jako 17188 letových cyklů. Předpokládaný faktor rozptylu je 7,8. [10]

4.5.3 Test příďového přistávacího zařízení letounu L 410 NG

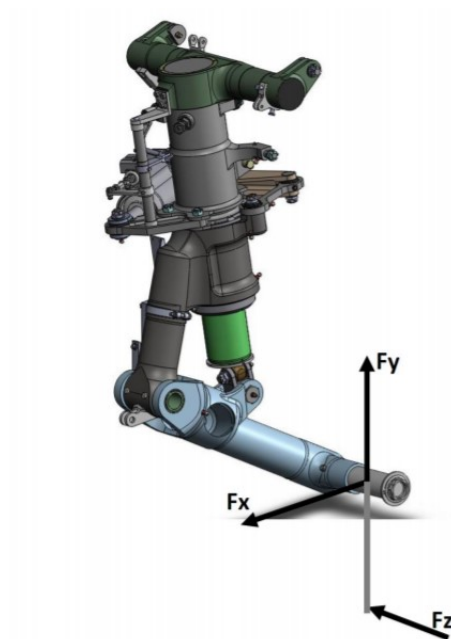
Záměrem tohoto testu je poskytnutí dat pro vyhodnocení únavové životnosti příďového podvozku letounu L410 NG.

Testovací sestava

Jednotka příďového podvozku je upnuta v testovacím zařízení a je v pevné pozici, která odpovídá statickému postavení letadla v přímém směru.

Zatížení je, jako u předchozího testu, zaváděno pomocí makety kola (viz Obrázek 49). Jsou zde 3 kanály – 2 kanály pro regulátory zatížení, působící na hřídel kola a 1 pro regulátory působící v bodě dotyku pneumatiky se zemí:

- zatížení působící na hřídel kola:
 - horizontální síla F_x
 - svislá síla F_y
- zatížení působící v bodě dotyku pneumatiky se zemí:
 - příčná síla F_z



Obrázek 49 – Schéma zavedení zatížení [10]

Nálezy a výsledek testu

Po simulaci poměrně nízké hodnoty letových cyklů selhal pin na tlumiči pérování. Konstrukce vykazuje dostatečnou statickou pevnost, ale ne očekávanou odolnost a životnost. Místo kde došlo k selhání bylo rekonstruováno tak, aby mohl únavový test pokračovat. Zkoušky prokázaly zvýšení životnosti podvozků na úroveň životnosti letounu L 410 NG. [10]

5 Zhodnocení přínosů zavedení změny konstrukční filozofie

Filozofie Fail-safe a Damage tolerance mají společný cíl, a to poskytnutí strukturální integrity na rozumné úrovni pro všechny konstrukce, jejichž selhání by mohlo vést k přímé ztrátě letounu.

Je nutno podotknout, že původně se konstrukční filozofie Damage tolerance aplikovala pouze na vojenská letadla a vrtulníky. I přesto, že koncepce Damage tolerance měla široké využití v armádě, stále je potřeba vykonat značné úsilí, aby bylo při vývoji dosaženo specifických požadavků a postupů. Předpokládalo se, že letouny budou vystavené velkému zatížení při nestandardních podmínkách a byla zde větší pravděpodobnost poškození, které ovšem takto navržená konstrukce musela být schopná snést. Dle mého názoru, z tohoto důvodu chce společnost Aircraft Industries dosáhnout vysoké provozní spolehlivosti při použití letounu L 410 NG v nestandardním provozu a na těžko dostupných, neudržovaných letištích.

Letoun L 410 NG je určen kromě civilní verze také jako nákladní letoun. „Čtyřistadesítka“ nalezne využití a uplatnění ve všech koutech světa, kde by se jiné nákladní letouny neměli šanci dostat. Nejen, že tyto odlehlá místa (Nepál, Afrika, Jižní Amerika, Mongolsko, Rusko aj.) jsou těžko dostupná, jsou zde problémy s doplňováním paliva, letištím chybí moderní navigační prvky, většina z nich má krátký a nerovný přistávací terén, ale je zde velice nízká úroveň údržbového systému a zřídka zde najdete vyškoleného a zkušeného technika.

Kapitán Petr Jarocký pronesl: *„Vzlet je ohromně náročný, ale přistání na dráhu zařízlou do hory je v kombinaci s umístěním ve 2860 metrech nad mořem a nestálostí tamního počasí doslova vražedné“* [12]

Jak už jsem výše zmiňoval, slabá úroveň údržbového systému a nevyškolený personál může mít velký vliv nejen na životnost letadla. Nejčastějšími příčinami leteckých nehod a incidentů je právě lidská výkonnost a chování. Pro zřetelné zlepšení takovéto situace je nutné být více porozuměn o problematice lidského činitele. Jeden z nejznámějších diagramů s velkým praktickým využitím, jehož model nese název SHELL, znázorňuje model lidského činitele pomocí blokového schématu, kde jednotlivé bloky znázorňují různé komponenty lidského faktoru.

Model SHELL je zpracován pouze jako základní prostředek pro porozumění problematice lidského činitele, kde je nejdůležitější charakteristika bloku L (samotný

jedinec, člověk) uprostřed diagramu, který je zobrazen na následujícím obrázku, a následně vztahy mezi tímto blokem a ostatními částmi modelu.



Obrázek 50 – Interakce jednotlivých bloků modelu SHELL [13]

- S – Software (Symboly, manuály, postupy atd.)
- H – Hardware (Nářadí, stroj, atd.)
- E – Environment (Okolní prostředí, kde probíhá interakce)
- L – Liveware (Samotný jedinec, člověk)
- L – Liveware (Lidé, se kterými je jedinec ve vztahu: rodina, kolegové atd.)

Centrum celého modelu se nachází samotný jedinec (Blok L), který je nejkritičtější, ale zároveň nejflexibilnější součástí celého systému. Jedinec je vystavován značným problémům při podávání výkonu a je omezován několika faktory, které jsou z velké části předvídatelné. Nerovnost hran jednotlivých bloků má svůj význam. Ukazuje na složitost vztahů, které mezi blokem L a ostatními bloky panují. Jednoduše řečeno, zbylé bloky musí být se středovým blokem opatrně spojovány, aby nedošlo k selhání celého systému. Abychom zajistili bezproblémové propojení všech bloků, je důležité věnovat pozornost a rozvíjet charakteristikám středového bloku jako jsou tělesné rozměry jedince, fyzické potřeby, smyslový systém, zpracování a vyhodnocování informací atd. Protože jedinec je

středovým blokem uvedeného modelu, zbylé bloky se musí přizpůsobit tak, aby se středovým blokem na jejich rozhraní spolupracovaly co nejefektivněji.

Jelikož letoun L 410 NG má a bude mít velké využití v oblastech, kde se leteckému personálu nedostane patřičného výcviku, vybavení a ne příliš vhodného prostředí pro údržbu, musí být na tyto nestandardní podmínky připraven.

5.1 L 410 NG

Od roku 1969 bylo vyrobeno více než 1200 letadel všech modelů řady L 410. V současné době jich je v provozu přes 350 ve více než 50 zemích po celém světě. L 410 NG je nejnovější a nevyspělejší model této série letadel.

Letoun L 410 NG (Nová Generace), s podstatně vylepšeným turbovrtulovým pohonem, který převzal to nejlepší z letounu L 410 UVP-E20, nabízí výrazně lepší letové parametry a provozní vlastnosti. Vybaven nejmodernější technologií kokpitu s nejnovější avionikou Garmin G3000 poskytuje nejvyšší úroveň letové bezpečnosti a pohodlí pro posádku. Díky nové konstrukci křídla s integrovanou palivovou nádrží a zvýšenou palivovou kapacitou, L410 NG umožňuje výrazně delší dolet a výdrž. Letoun je poháněn novými a silnějšími motory GE H85-200 s vrtulemi AV-725 a je ve své standardní verzi, určené pro transport ze vzdálených nerozvinutých oblastí do velkých měst. Toto víceúčelové letadlo může přepravovat až 19 cestujících a díky zvýšení jeho maximálního užitečného zatížení a většího předního zavazadlového prostoru unese až o 350 kg více zavazadel nebo nákladu. Jeden z nejdůležitějších přínosů konstrukční filozofie Damage tolerance je zvýšení životnosti letadla z 20000 na 30000 letových hodin.

Svým prostorným oválným trupem a kompletně modernizovaným interiérem kabiny pro cestující poskytuje nejvyšší pohodlí. Nabízí maximální všestrannost a příležitost používat letadlo v řadě verzí pro různé typy operací.

Mezi hlavní cíle změny typového návrhu a vylepšení modelu letadla patří:

1. Nové a silnější pohonné jednotky
 - L 410 NG: motory GE H85-200 BC04 (634 kW)
 - L 410 UVP-E20: motory GE H80-200 (597 kW)

2. Nová převodovka motoru umožňující snížení hluku
 - L 410 NG: maximální otáčky vrtule 1950 ot./min
 - L 410 UVP-E20: maximální otáčky vrtule 2080 ot./min.
3. Vyšší maximální cestovní rychlost
 - L 410 NG: 417 km/h TAS
 - L 410 UVP-E20: 405 km/h TAS
4. Nová konstrukce křídla s integrálními palivovými nádržemi a zvýšenou kapacitou paliva
 - L 410 NG: 2244 kg
 - L 410 UVP-E20: 1300 kg
5. Delší maximální dolet
 - L 410 NG: 2570 km
 - L 410 UVP-E20: 1520 km
6. Prodloužená maximální výdrž
 - L 410 NG: 10,5 hodin
 - L 410 UVP-E20: 5,1 hodin
7. Vylepšení kabiny pilotů
 - L410 NG: moderní avionika Garmin G3000
 - L410 UVP-E20: analogové přístroje a EFIS
8. Vyšší maximální vzletová hmotnost (MTOW)
 - L 410 NG: 7000 kg (15435 lbs)
 - L 410 UVP-E20: 6600 kg (14553 lbs)
9. Vyšší maximální užitečné zatížení
 - L 410 NG: 2154 kg (4748 lbs)
 - L 410 UVP-E20: 1800 kg (3968 lbs)

10. Větší zavazadlový prostor

- L 410 NG: 2,98 m³
- L 410 UVP-E20: 1,47 m³

Nové pohonné jednotky a převodovka

Motory H85-200 BC04 instalovaný na modelu L 410 NG má zvýšenou hodnotu maximálního vzletového výkonu, maximálního trvalého výkonu a maximálního kroutícího momentu a snížené rychlosti výstupního hřídele převodovky motoru ve srovnání s motorem H80-200 na letounu L 410 UVP-E20. Rozměry a hmotnost se nezměnily. S ohledem na sníženou maximální rychlost vrtule, byl upraven reduktor vrtule a omezovač maximálních otáček vrtule. V důsledku snížení otáček hnacího hřídele a zvýšení maximální hodnoty kroutícího momentu je jednotka automatického spouštění upravena.

Na motorech byly použité sofistikované technologie, jako jsou 3D návrhy aerodynamického profilu lopatek a také využití vysokoteplotních materiálů. Tyto technologie přispívají ke zvýšení výkonu, účinnosti paliva a teplotní rezervy, výrazně zvyšující, jak schopnost vzletu v teplejších oblastech, tak výkon ve větších výškách. Motor je dále vybaven pokročilou redukční převodovkou, která snižuje maximální rychlost vrtule, což má za následek snížení hluku. Unikátní konfigurace motoru zjednodušuje údržbu tím, že eliminuje potřebu pravidelných prohlídek horkých částí.

Vyšší maximální cestovní rychlost

S ohledem na instalaci motoru H85-200 BC04 byla zvýšená maximální cestovní rychlost. Porovnání rychlostí dvou porovnávaných typů můžete vidět v následující tabulce.

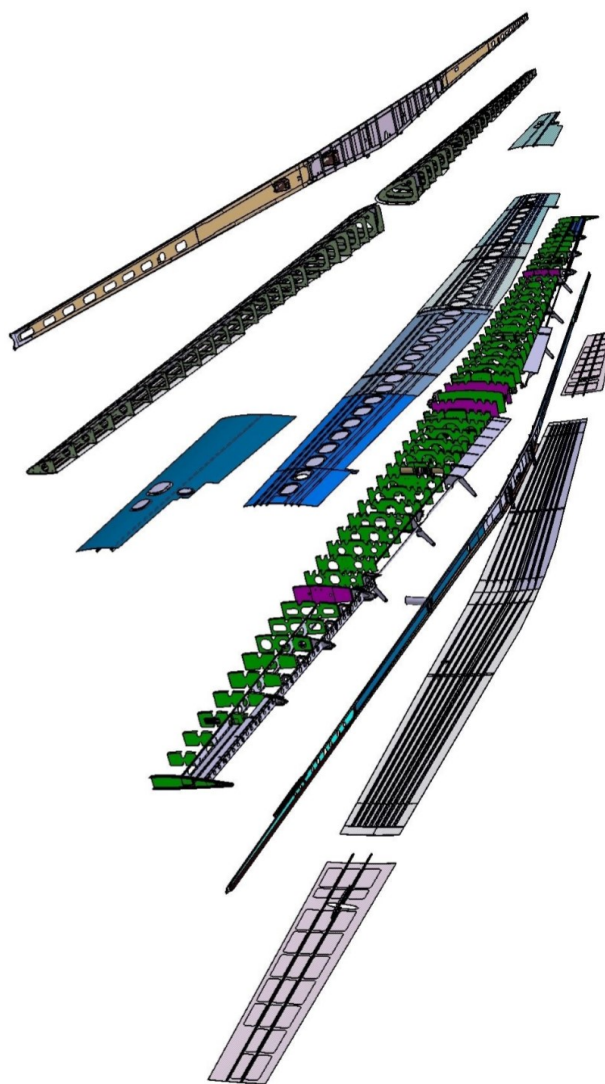
Tabulka 3 - Porovnání rychlostí L 410 UVP-E20 a L 410 NG [10]

Rychlosti (IAS)	L 410 UVP-E20	L 410 NG
Max. provozní rychlost	335 km/h	389 km/h
Provozní rychlost při manévrování	265 km/h	285 km/h
Max. rychlost s vytaženým podvozkem	250 km/h	304 km/h
Max. rychlost s vytaženými vztlakovými klapkami (18°)	250 km/h	278 km/h
Max. rychlost s vytaženými vztlakovými klapkami (42°)	220 km/h	230 km/h

Nová konstrukce křídla s integrálními palivovými nádržemi

Asi nejvýznamnější změnou na letounu L 410 NG je zabudování integrálních palivových nádrží a přináší skoro dvojnásobné zvýšení kapacity paliva. Zvýšení kapacity a její hodnoty je znázorněno v Tabulce 2.

Vnější geometrické charakteristiky křídla letounu L 410 NG jsou totožné s křídlem modelu L 410 UVP-E20. Oproti předchozí verzi, se ovšem konstruktéři rozhodli přejít na poloskořepinové řešení křídla, aby potah křídla mohl přenášet určitou část zatížení.



Obrázek 51 – Hlavní podsestavy křídla L 410 NG [10]

Prodloužená maximální výdrž a delší dolet

Zvýšená kapacita integrálních palivových nádrží umožňuje zvýšit maximální dolet a výdrž ve srovnání s modelem L 410 UVP-E20. Maximální provozní výška byla zvýšena z 4250 m (L 410 UVP-E20) na 6100 m (L 410 NG).

Vylepšení kabiny pilotů

Moderní avionika Garmin G3000 instalovaný do modelu L 410 NG, kterou je zobrazena na Obrázku 56, nahrazuje analogové přístroje a EFIS na modelu L 410 UVP-E20.

Pro piloty je při používání systémů Garmin G3000 množství výhod:

- Komplexnost zobrazovaných informací
- Přehlednost zobrazovaných informací
- Prostředí je stejné napříč všemi řadami od společnosti Garmin
- Propojitelnost se softwarem Garmin pilot v iPadu

Problém může nastat u velmi zkušených starších pilotů, kteří celý život létali na klasických analogových přístrojích. Při odečtu rychlosti na klasickém budíku neřešíte exaktní hodnotu, ale pouze polohu ručičky. Oproti tomu speed tape glass cockpitu ukazuje jenom číslo.¹



Obrázek 52 – Glass cockpit Garmin G3000 [14]

Vyšší maximální užitečné zatížení a MTOW

Realizace konstrukční modifikace letounu L 410 NG přispěla ke zvýšení maximálního užitečného zatížení a maximální vzletové hmotnosti až o celých 400 kg.

Větší zavazadlový prostor

Konstrukce přední části trupu letounu L 410 NG vychází z její předchozí verze u letounu L 410 UVP-E20. Jedinou výjimkou je prodloužení nosní částí asi o 600 mm pro zvětšení zavazadlového prostoru, což mělo velký dopad na řešení problému s centráží letadla. Vnitřní objem zavazadlového prostoru se zvýšil z 0,686 m³ na 1,373 m³.

¹ Ústní sdělení, Ing. Martin Kubáň (pilot firmy ECLAIR AVIATION s.r.o., Pod Haškovicem 1563, Příbor)
6.5.2020

6 Závěr

Předkládaná bakalářská práce, která byla zpracována ve spolupráci s firmou Aircraft Industries v Kunovicích, pojednává o certifikačních zkouškách a změně konstrukční filozofie letounu L 410 NG. Cílem této práce bylo analyzovat přínosy změny konstrukční filozofie pro daný letoun, což bylo zpracováno následovně.

V druhé kapitole jsem se zaměřil na konstrukční změny letounu L 410 NG v porovnání s předchozí verzí letounu L 410 UVP-E20. Zavedené změny vedly k značnému zlepšení téměř všech letových parametrů. Dle mého názoru, největší změnou byla inovace integrálních palivových nádrží, které podmiňují nárůst maximálního doletu a výdrže až na téměř dvojnásobnou hodnotu. V další kapitole jsem popsal realizaci zátěžových zkoušek, které jsou součástí certifikačního procesu. Kromě zkoušek drakových celků jako je křídlo nebo trup, jsou zde uvedeny testy materiálových charakteristik a zkoušky letadlových systémů, kde spadá například přistávací zařízení. Na závěr práce jsem se věnoval konstruktéry stanoveným cílům a jejich výsledkům po splnění. Nejen, že použitím filozofie Damage tolerance se podstatně zvýšila životnost letounu až na 30000 letových hodin, ale uskutečněním těchto hlavních změn provozovatel obdrží letoun se zlepšenými parametry a vlastnostmi, jako je například zlepšení výkonu motorů v teplých a vysokohorských oblastech či zvýšení cestovní rychlosti.

Ke zpracování této problematiky mi dopomohla osobní návštěva výše zmiňované firmy, kde jsem měl možnost nahlédnout do kompletního výrobního procesu od výkresové dokumentace, přes nově zavedenou výrobu jednotlivých komponentů, montáž, až po finální podobu letounu L 410 NG a byly mi objasněny hlavní konstrukční změny.

Dle detailní analýzy dílčích konstrukčních změn letounu L 410 NG v porovnání s předchozím typem L 410 UVP-E20 lze říci, že zavedené změny přinesly značné zlepšení provozních parametrů, které mají z hlediska údržby, bezpečnosti a ekonomie pozitivní přínos a překonávají všechny předchozí modifikace.

Rád bych poděkoval Mgr. Karlu Szydłowskému za vedení mé bakalářské práce, cenné rady, odborný dohled a trpělivost při zpracování. Mé poděkování také patří Ing. Dušanu Totkovi za spolupráci při získávání hodnotných dat.

Zdroje

- [1] BENT, L. J. *Practical Airframe Fatigue and Damage Tolerance*. Cowlton, Scotland: Sigma K, 2010. ISBN 978-0-9565174-0-1.
- [2] *Letectví + kosmonautika = Aviation + Cosmonautics : nezávislý populárně odborný čtrnáctideník*. Praha: Magnet-Press, 2019, **95**(2). ISSN 0024-1156.
- [3] KAHÁNEK, Václav. *ÚNAVOVÁ ŽIVOTNOST LETADLOVÝCH KONSTRUKCÍ*. Bratislava: ALFA, 1977.
- [4] August Wöhler. *Wikipedia* [online]. Wikipedia, The Encyclopedia, 2019 [cit. 2020-03-10]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/August_W%C3%B6hler
- [5] SCHUTZ, Walter. *A history of fatigue: Engineering Fracture Mechanics Vol. 54, No. 2, pp. 263-300.*. Great Britain, 1996.
- [6] *Flying revue: Životnost dopravních letadel* [online]. 2019 [cit. 2020-03-13]. Dostupné z: <https://www.flying-revue.cz/zivotnost-dopravnich-letadel>
- [7] LAZZERI, Roberta. *A COMPARISON BETWEEN SAFE LIFE, DAMAGE TOLERANCE AND PROBABILISTIC APPROACHES TO AIRCRAFT STRUCTURE FATIGUE DESIGN* [online]. Pisa, Italy, 2002 [cit. 2020-03-15]. Pisa University.
- [8] Widespread fatigue damage. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2020-04-09]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Widespread_fatigue_damage
- [9] *Turbovrtulové letadlové motory | GE Aviation* [online]. [vid. 2020-04-26]. Dostupné z: <https://www.geturboprops.com/cz/motory>
- [10] *Aircraft Industries, a.s., Interní dokumentace, Na Záhonech 1177, 686 04 Kunovice*, [cit. 2020]
- [11] *Understanding the New Widespread Fatigue Damage Rule* [online]. [vid. 2020-05-13]. Dostupné z: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q4/2/

[12] Kunovičtí přistáli na drsném letišti v Himálaji. Dodají L-410 do Nepálu. *iDNES.cz* [online]. 26. únor 2014 [vid. 2020-05-14]. Dostupné z: https://www.idnes.cz/zlin/zpravy/piloti-ze-slovacka-v-himalajich.A140226_2038724_zlin-zpravy_mav

[13] *KAPITOLA I. LIDSKÝ ČINITEL V LETECKÉ DOPRAVĚ (ČÁST 1) | Zvýšení vědeckovýzkumného potenciálu pracovníků a studentů technických vysokých škol v oblasti dopravy* [online]. [vid. 2020-05-16]. Dostupné z: <http://projekt150.ha-vel.cz/node/117>

[14] *Aircraft industries a.s.* [online]. [vid. 2020-05-17]. Dostupné z: <http://www.let.cz/l410ng.php>